BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

Federal Republic of Germany

BERICHT

über

die Untersuchung der flugbetrieblichen Störung
mit dem Flugzeug Airbus A310-304
am 11.02.1991 in Moskau

AZ.: 6 X 002-0/91

Flugunfalluntersuchungsstelle
beim
Luftfahrt-Bundesamt

B e r i c h t

über

die Untersuchung der flugbetrieblichen Störung
mit dem Flugzeug Airbus A310-304
am 11.02.1991 in Moskau

Az.: 6 X 002-0/91

Entsprechend dem Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) ist das wesentliche Ziel der Untersuchung eines Flugunfalles die Verhütung künftiger Unfälle. Es ist nicht Zweck dieser Untersuchung, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

INHALTSVERZEICHNIS

		Seite
	Glossar	4
	Kurzdarstellung	7
1.0	Tatsachenermittlung	8
1.1	Flugverlauf	8
1.2	Personenschäden	14
1.3	Schaden am Luftfahrzeug	15
1.4	Sachschaden Dritter	15
1.5	Angaben zur Besatzung	16
1.5.1	Verantwortlicher Flugzeugführer	16
1.5.2	Zweiter Flugzeugführer	16
1.6	Angaben zum Luftfahrzeug	17
1.7	Meteorologische Informationen	17
1.8	Navigationshilfen	18
1.9	Funkverkehr	18
1.10	Angaben zum Flugplatz	18
1.11	Flugschreiber	19
1.11.1	Flugdatenschreiber (DFDR)	19
1.11.2	Führerraumtonaufzeichnungsanlage (CVR)	20
1.12	Angaben über Wrack und Aufprall	20
1.13	Medizinische und pathologische Angaben	20
1.14	Brand	20
1.15	Überlebensmöglichkeiten	20
1.16	Weiterführende Untersuchungen	21
1.16.1	Technische Untersuchungen	21
1.17	Zusätzliche Informationen	23
1.17.1	Trimmtanksystem	23
1.17.2	Auto Flight System	23
1.17.3	Trimmung in der Höhensteuerung	24

		Seite
2.0	Auswertung	25
2.1	Auswertung des Flugverlauf	26
2.2	Auto Flight System (AFS)	31
2.3	Schnittstelle Mensch-Maschine	32
2.4	Rolle der Besatzung	33
3.0	Schlußfolgerungen	34
3.1	Befunde	34
3.2	Wahrscheinliche Ursachen	37
4.0	Sicherheitsempfehlungen	37
5.0	Anlagen	37

...

Glossar

Abkürzung	Bezeichnung	Erläuterung
AFS	Auto Flight System	automatisches Flug-führungssystem
Alpha Trim	Alpha Trim	anstellwinkelabhängi-ge Trimmung
ALT Mode	Altitude Mode	Autopilot Betriebsart
ALT*	Altitude Acquire	Autopilot Betriebsart
Alt	Altitude Hold	Autopilot Betriebsart
AP	Autopilot	Flugregleranlage
A/T	Auto Throttle	Vorschubregler
ATS	Auto Throttle System	Vorschubreglersystem
Auto Trim	Automatic Trim	automatische Trimmung
CAS	Calculated Airspeed	berechnete Flugge-schwindigkeit
CMD	Command Mode	Autopilot Betriebsart
CVR	Cockpit Voice Recorder	Führerraumtonauf-zeichnungsgerät
CWS	Control Wheel Steering	Autopilot Betriebsart
DFDR	Digital Flight Data Recorder	Flugdatenschreiber
	Elevator	Höhenruder
EROPS	Extended Range Opera-tions	Langstreckenflüge m. zweimotorigen Flug-zeugen
Excess Speed Warning	Excessive Speed Warning	Warnung bei zu hoher Geschwindigkeit (kon-figurationsabhängig)
FAC	Flight Augmentation Computer	Steuerungsrechner im automatischen Flug führungssystem

...

FCC	Flight Control Computer	Steuerungsrechner im automatischen Flug führungssystem
FCU	Flight Control Unit	Bedieneinrichtung für AFS
FD	Flight Director	Flugkommandoanlage
FL	Flight Level	Flugfläche
FMC	Flight Management Computer	Flugführungsrechner
FMS	Flight Management System	Flugführungssystem
G/A	Go Around	Autopilot Betriebsart
	Go Around Altitude	vorgewählte Höhe für den Go Around
	Idle Stop	mech. Leerlauf-Stellung der Gashebel
Land	Land Mode	Autopilot Betriebsart
LVL/CH	Level Change	Autopilot Betriebsart
	Mach/V_C Trim	geschwindigkeitsabhängige Trimmung
Main Elec.Trim	Main Electric Trim	manuelle elektr. Trimmung
NAV	Navigation Mode	Autopilot Betriebsart
NM	Nautical Mile	nautische Meile
PFD	Primary Flight Display	Bildschirm für die Anzeige primärer Fluginformationen
PTS	Pitch Trim System	Trimmung in der Höhensteuerung
PROFILE	Profile Mode	Autopilot Betriebsart
	Slats	ausfahrbarer Vorflügel
SPD Mode	Speed Mode	Autopilot Betriebsart

...

	Speed Brake	Bremsklappe
	Speed Trend Pfeil	Geschwindigkeit-Trendanzeige im Primary Flight Display
TCC	Thrust Control Computer	Steuerungsrechner im Vortriebsreglersystem
T/D	Top of Descent	Punkt,an dem der Sinkflug eingeleitet werden soll
	Trim Engage Lever	Schalter für die Trimmsysteme
THS	Trimable Horizontal Stabilizer	verstellbares Höhenleitwerk
VERACW	Vertical Acceleration	Vertikalbeschleunigung
V/S	Vertical Speed	Sink-/Steiggeschwindigkeit
V_{LS}	Lowest Selectable Speed	untere einstellbare Geschwindigkeit des AFS
V_{MAX}	Max. Selectable Speed	maximale höhen- und konfigurationsabhängige Geschwindigkeit
V_{FE}	Max. Selectable Speed with Flaps Extendet	max. zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Landeklappen

...

Kurzdarstellung

Am 11.02.91 um 1430 Uhr*) wurde die Flugunfalluntersuchungsstelle (FUS) informiert, daß ein Airbus A310-304 im Anflug auf die Landebahn 25 des Flughafens Moskau-Sheremetyevo bei einem Durchstartmanöver unter Führung des Autopiloten in eine unkontrollierte Fluglage geraten sei.

Das Flugzeug befand sich mit 100 Fluggästen und 9 Besatzungmitgliedern an Bord auf einem Linienflug von Berlin-Schönefeld nach Moskau. Wegen einer blockierten Landebahn mußte der Flugzeugführer in etwa 1 400 Fuß auf Anweisung der Flugverkehrskontrolle durchstarten. Nach dem Einleiten des automatischen Durchstartverfahrens nahm das Flugzeug einen extremen Längsneigungswinkel ein, der zu einer starken Geschwindigkeitsabnahme und in einer Höhe von ca. 4 000 Fuß zu einem Strömungsabriß mit anschließendem Abkippen führte. Mit hoher Triebwerksleistung wechselte das Flugzeug in ca. 1 700 Fuß in den Steigflug über. Das Abkippen wiederholte sich danach noch dreimal. Nach mehreren Minuten konnte in ca. 11 000 Fuß das Flugzeug wieder stabilisiert werden. Mit manueller Steuerung wurde das Flugzeug anschließend in Moskau gelandet. Bei dem Manöver wurden keine Fluggäste und Besatzungsmitglieder verletzt.

Die flugbetriebliche Störung ist auf einen Eingriff am Steuerhorn durch den Flugzeugführer zurückzuführen, während das Flugzeug unter der Autorität des Auto Flight Systems (AFS) im "Go Around Mode" gesteuert wurde. Die Besatzung war über den Zustand und das Verhalten des AFS in dieser Flugphase nicht informiert.

*) Zeiten sind, sofern sie nicht anders bezeichnet sind, Ortszeiten

...

1.0 Tatsachenermittlung

1.1 Flugverlauf

Der Airbus A310-304 startete am 11.02.91 um 0948 Uhr mit 100 Fluggästen und 9 Besatzungmitgliedern zu einem Linienflug von Berlin-Schönefeld (ETBS) nach Moskau-Sheremetyevo (UUEE). Der Reiseflug und der erste Teil des Anfluges auf Moskau verliefen ohne besondere Vorkommnisse. Gesteuert wurde das Flugzeug mit Hilfe des Autopiloten vom verantwortlichen Flugzeugführer. Das Luftfahrzeug wurde durch die Flugsicherungskontrollstelle mit Hilfe eines Radar-Vektors mit einem Steuerkurs von 200 Grad zum Instrumenten-Lande-System (ILS) der Start-/Landebahn 25L geführt. Beim Erreichen des Gleitpfades leitete der Autopilot den Sinkflug folgerichtig ein. Die Besatzung bereitete sich und das Flugzeug routinemäßig für eine Landung vor. Für ein eventuelles Durchstartverfahren setzte der zweite Luftfahrzeugführer die "Go Around Altitude" im Auto Flight System (AFS) auf 3 580 ft (QNH). Das Flugzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt in Landekonfiguration. Bei einer Stellung der Landeklappen (Flaps) auf 40 Grad und der Vorflügel (Slats) auf 30 Grad näherte sich das Luftfahrzeug mit der Landegeschwindigkeit von 148 kt (Vref + 10 kt) dem Aufsetzpunkt. Die Sicht war mit 6 Kilometer angegeben, und die Wolkenuntergrenze lag bei etwa 1 200 ft.

In einer Höhe von 1 550 ft erhielt die Besatzung aufgrund einer blockierten Landebahn von der Flugsicherung die Anweisung zum Durchstarten.

Nach den Ausführungen des Luftfahrzeugführers am Steuer habe er die "Go Around - Taste" an den Gashebeln betätigt und dem zweiten Luftfahrzeugführer die Anweisung gegeben, die Landeklappen auf 20 Grad zu setzen und das Fahrwerk einzufahren. Der Fluglotse habe eine "Go Around Altitude" von 1 640 ft (QFE) angewiesen, worauf der bereits im AFS vorgewählte

Wert vom rechts sitzenden Flugzeugführer korrigiert worden sei. Die Besatzung beabsichtigte, das in der Anflugkarte veröffentlichte Durchstartverfahren (Anlage 1) zu fliegen.

Phase 1: Durchstartmanöver

Die Beschreibung der Einleitung des Durchstartmanövers durch die Besatzung wird durch die Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers (DFDR), die in Anlage 2 grafisch dargestellt sind, ergänzt. Das Flugzeug wurde nach Erreichen des Gleitweges um 10:55:41 UTC vom AFS in den Sinkflug gesteuert. Bei neutraler Höhenruderstellung (Elevator) und leicht in Richtung "Flugzeugnase nach oben" gestellter Trimmflosse (Stabilizer) befand sich das Flugzeug mit einem Längsneigungswinkel von 2 bis 3 Grad bei einer Triebwerksleistung N 1 von ca. 60 Prozent im Sinkflug. Dabei stellte sich eine Sinkrate von etwa 650 ft/min ein (Anlagen 2.1, 2.3, 2.6 und 2.7).

Um 10:56:41 UTC erfolgte in 1 275 ft ein Übergang in den Steigflug. Sehr wahrscheinlich wurde zu diesem Zeitpunkt die Betriebsart "Go Around" des AFS aktiviert. Der Flugdatenschreiber registrierte eine Zunahme der Triebwerksleistung N1 auf 96 Prozent. Das Höhenruder bewegte sich in Richtung "drücken", während die Trimmflosse in Richtung "Flugzeugnase nach oben" gesteuert wurde. Die Auswertung des Flugdatenschreibers zeigt, daß die Landeklappen und Vorflügel von Vollausschlag auf 20 Grad und zwei Sekunden später auf 15 Grad gestellt wurden (Anlage 2.4).

Mit dem Übergang in den Steigflug um 10:56:41 UTC stellte sich ein Längsneigungswinkel zwischen 10 und 12 Grad ein. Der Luftfahrzeugführer am Steuer berichtete, daß das Flugzeug gefühlsmäßig sehr steil gestiegen sei. Nach seiner Erinnerung habe er bei einem Längsneigungswinkel von 20 Grad den Autopiloten abgeschaltet und durch einen manuellen Eingriff über das Steuerhorn versucht, die Flugzeugnase nach unten zu drücken.

...

Beeindruckend sei für ihn auch der "Speed Trend Pfeil" gewesen, der zunehmend nach unten gezeigt hätte. Die vom Flugdatenschreiber aufgezeichneten Werte zeigten jedoch einen für den Betriebsartenwechsel des Autopiloten und den Konfigurationswechsel normalen Verlauf. Ausgehend von 136 kt im Landeanflug stieg die Geschwindigkeit auf ca. 175 kt im "Go Around Mode". Danach zeigte der "Speed Trend Pfeil" nach oben. Um 10:56:50 UTC wurde der Autopilot in 1 503 ft Höhe abgeschaltet. Mit einem Längsneigungswinkel von 13,5 Grad und einer Triebwerksleistung von N1 = 95 Prozent befand sich das Flugzeug zu diesem Zeitpunkt im Steigflug, wobei das Höhenruder mit einem Ausschlag von -14 Grad voll in Richtung "drükken" ausgeschlagen war, während die Trimmflosse mit knapp 11 Grad fast die Endstellung "Flugzeugnase nach oben" erreicht hatte.

Für die Besatzung im Cockpit war der Eindruck entstanden, daß sich der Autopilot nicht abschalten läßt. Der Luftfahrzeugführer am Steuer berichtete, daß er versucht habe, den Autopiloten durch zweimaliges Drücken des Knopfes am Steuerhorn auszuschalten. Als das Flugzeug sich weiter aufgebäumt und er die Schalter am Bedienfeld des AFS in der Position "Off" gesehen hätte, habe er laut ins Cockpit gerufen: "Der Autopilot hat sich nicht disconnected." Auch der Versuch auf die Betriebsart "Altitude Hold" und auf den zweiten Autopiloten zu schalten, war nach Darstellung des Luftfahrzeugführers erfolglos. Das Steuerhorn stand ganz vorne und war nach Meinung der Besatzung nicht beweglich. Die Gashebel wurden in die Position "maximale Leistung" gestellt.

Phase 2: Erstes Abkippen

Innerhalb von 33 Sekunden nach dem Abschalten des AFS ist der Längsneigungswinkel des Flugzeuges von 13,2 Grad auf 88,3 Grad gestiegen (Anlage 2.2). Bei einer Triebwerksleistung von N1 um 100 Prozent bewegte sich das Flugzeug mit Höhenruder am

...

Endanschlag "drücken" und Trimmflosse am Endanschlag "Flugzeugnase nach oben" auf eine Höhe von 4 327 ft. Die niedrigste in dieser Fluglage aufgezeichnete Geschwindigkeit lag bei 34 kt. Mehrfach kam in dieser Phase die Strömungsabriß-Warnung. Die Maschine drehte sich zunächst leicht nach rechts um die Längsachse, kippte dann aber mit einem Rollwinkel von sehr wahrscheinlich über 90 Grad über die linke Tragfläche weg. In dem Akippvorgang hat es einen kurzeitigen Höhenruderauschlag in Richtung "drücken" gegeben. Die bei diesem Manöver vom Flugdatenschreiber aufgezeichneten Werte des Rollwinkels sind vermutlich unzuverlässig. Die Tendenz des Werteverlaufes über einen Zeitraum von mehreren Sekunden deutet jedoch auf das Abkippen mit einem Rollwinkel von mindestens 90 Grad hin. Nach dem Abkippen bei einem Längsneigungswinkel von 84,6 Grad konnte das Flugzeug wieder Geschwindigkeit aufbauen, die einen Höchstwert von 246 kt erreichte.

Die gemessene Normalbeschleunigung erreichte entsprechend dem Flugprofil Werte zwischen 0,19 und 2,44 g.

Phase 3: Zweites Abkippen

Um 10:57:46 UTC, 23 Sekunden nach dem ersten Abkippen, bewegte sich der Airbus in einer Höhe von 1 487 ft wieder in den Steigflug. Mit unveränderter Höhenruder- und Trimmflossenstellung stieg das Flugzeug bei voller Triebwerksleistung erneut mit einem zunehmenden Längsneigungswinkel nach oben. Mit einer Querneigung von etwa 30 Grad nach links und einer entsprechenden Kursänderung erreichte das Flugzeug wieder Höhe. 29 Sekunden nach dem Übergang in den Steigflug hatte die Maschine eine Höhe von 5 787 ft erreicht, wobei die Geschwindigkeit soweit abgebaut war, daß das Flugzeug erneut über die linke Tragfläche abkippte. Bei diesem Vorgang wurde ein maximaler Rollwinkel von 123,7 Grad registriert. In der Abkipphase baute sich eine Fahrt von 290 kt auf.

Phase 4: Drittes Abkippen

Um 10:58:40 UTC konnte sich das Flugzeug in einer Höhe von 1 775 ft wieder aufrichten und in den Steigflug übergehen. In unveränderter Konfiguration stieg die Maschine in den nächsten 31 Sekunden auf eine Höhe von 7 355 ft. Verbunden mit einem Anstieg des Längsneigungswinkels auf über 70 Grad kippte das Flugzeug jetzt über die rechte Tragfläche ab. Bei einer maximalen Rollrate von 28 Grad pro Sekunde wurde als höchster Wert ein Rollwinkel von 143 Grad aufgezeichnet.

Phase 5: Viertes Abkippen und Stabilisieren

30 Sekunden nach dem dritten Abkippen nahm das Flugzeug um 10:59:40 UTC wieder einen positiven Längsneigungswinkel ein. Mit bis zu 87 Grad nach links hängenden Tragflächen erreichte der Airbus eine Höhe von 9 039 ft. Dabei reduzierte sich bei immer noch am Endanschlag stehendem Höhenruder und Trimmflosse die Geschwindigkeit auf 125 kt. Das Flugzeug ging wieder in einen leichten Sinkflug über und verlor Höhe bis auf 8 667 ft. Hier stellte sich wieder ein positiv ansteigender Längsneigungswinkel ein, der zu einem erneuten Steigflug führte.

Mit dem um 11:00:28 UTC in 8 667 ft begonnenen Steigflug erreichte das Flugzeug mit einem maximalen Längsneigungswinkel von 28 Grad eine Höhe von 11 755 ft, in der sich die Maschine nach einer Reduzierung der Geschwindigkeit auf 112 kt wieder in den Sinkflug bewegte. Die Triebwerksleistung, die sich während der letzten Abkippmanöver im Bereich von N1 100 bis 104 Prozent bewegte, reduzierte sich ab 11:00:32 UTC stetig. Die aufgezeichnete Stellung der Gashebel zeigt, daß ab 11:00:30 UTC die Einstellwinkel der Gashebel zunächst auf 80 Grad und 46 Sekunden später auf 42 Grad reduziert worden waren. Die Triebwerksleistung verringerte sich entsprechend.

...

Gleichzeitig mit der Reduzierung der Triebwerksleistung ist eine leicht veränderte Position des Höhenruders registriert worden. Die Höhenruderstellung bewegte sich jetzt mehrfach zwischen 14,1 und 9,1 Grad in Richtung "drücken".

Der Sinkflug setzte sich bis 11:03:00 UTC fort. Zu diesem Zeitpunkt hatte das Flugzeug eine Höhe von 8715 ft erreicht. Die Triebwerksleistung N1 lag jetzt bei 55,8 Prozent. In dieser Phase, ab 11:02:22 UTC, war eine leichte Reduzierung des Trimmflossen-Ausschlages auf 8,4 Grad zu erkennen.

Danach, um 11:03:00 UTC, ging das Flugzeug wieder in einen mäßigen Steigflug über, wobei die Triebwerksleistung auf N1 76 Prozent anstieg. Der Steigflug wurde um 11:05:58 UTC beendet. Mit auf N1 64,1 Prozent reduzierter Triebwerksleistung wurde dann in normaler Fluglage ein Sinkflug für die manuelle Landung in Moskau eingeleitet.

Ausgehend von der Überzeugung, daß sich das AFS nicht abschalten ließe, hat der Luftfahrzeugführer am Steuer während des gesamten Manövers nicht bewußt versucht, die elektrische Trimmung von Hand zu betätigen. Er berichtete, daß er sich voll darauf konzentriert hätte, das AFS abzuschalten. Deshalb habe er nach dem ersten Abkippen des Flugzeuges dem rechts sitzenden Flugzeugführer "Circuit Breaker ziehen" zugerufen. Beide Besatzungsmitglieder im Cockpit haben keine akustischen und optischen Warnungen wahrgenommen. Insbesondere die Strömungsabriß-Warnung war nach den Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers bei jedem Abkippvorgang gekommen.

Der zweite Luftfahrzeugführer hatte sich nach der Anweisung des verantwortlichen Flugzeugführers sich auf das Ziehen der Sicherungen konzentriert. Nach seinen Ausführungen sei er bei dem Versuch, die Sicherungen zu ziehen, immer wieder in den Sitz gedrückt worden. Erst beim dritten Aufschwung habe er es geschafft, eine Reihe mit fünf Sicherungen zu ziehen. Obwohl

...

er die Positionen der Sicherungen nicht genau kannte und auch nicht erkennen konnte, habe er die Sicherungen gezogen. Nach seiner Auffassung habe er damit die Stromversorgung der FCC (Flight Control Computer) unterbrochen. Für die Besatzung schien diese Maßnahme erfolgreich, da anschließend das Flugzeug anscheinend wieder steuerbar war.

Nach den Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers wurde im Verlauf des folgenden Anfluges auf Moskau-Sheremetyevo die Trimmung soweit betätigt, daß das Flugzeug wieder normal gesteuert werden konnte. Durch das Ziehen der Sicherungen erfolgte der Anflug und die Landung ohne Autopilot und Flight Director. Die LCD-Anzeigen der FCU (Flight Control Unit) des Autoflight Systems waren nach Darstellung der Besatzung ohne Beleuchtung.

Mit Hilfe von Radar-Vektoren durch die Flugsicherung wurde das Flugzeug zur Landebahn 25L geführt. In der Konfiguration Landeklappen/Vorflügel 20/20 landete der Airbus auf dem Zielflughafen Moskau-Sheremetyevo ohne weitere Probleme.

1.2 Personenschäden

An Bord befanden sich 100 Fluggäste und 7 Besatzungsmitglieder.

Alle Insassen blieben unverletzt. Zu dem Zeitpunkt des Vorfalles waren die Vorbereitungen für die Landung im Fluggastraum bereits abgeschlossen. Somit waren alle Fluggäste angeschnallt.

...

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde bei dem Vorfall nicht beschädigt. Unmittelbar nach der Störung wurde das Flugzeug durch eine zweite Besatzung des Luftfahrtunternehmens ohne Fluggäste von Moskau nach Berlin überführt.

Für den Airbus A310-304 ist bei einer Vorflügel- und Landeklappenstellung von 20 Grad eine maximale Geschwindigkeit (V_{FE}) von 195 kt (IAS) angegeben. Diese Geschwindigkeit wurde bei den Abkippvorgängen mehrfach kurzeitig überschritten, wobei eine Maximalgeschwindigkeit von 299 kt und eine Normalbeschleunigung von +2,55 g erreicht wurden.

Aufgrund der überschrittenen Maximalgeschwindigkeit bei ausgefahrenen Vorflügeln und Landeklappen wurde durch das Luftfahrt-Bundesamt gemäß Paragraph 2 Abs. 4 Luftverkehrsgesesetz (LuftVG) in Verbindung mit Paragraph 10 Abs. 2 Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO) die Verkehrszulassung für das Luftfahrzeug vorübergehend widerrufen. Ein geplanter Überführungsflug von Berlin zur Reparaturwerft nach Hamburg wurde erst nach einer Untersuchung der Flugzeugstruktur sowie der Vorflügel- und Landeklappensysteme und der Triebwerke durch den Hersteller ermöglicht. Eine weitere Überprüfung der Triebwerke erfolgte in einem dafür anerkannten Luftfahrttechnischen Betrieb.

Bedeutende Schäden, die durch das Ereignis verursacht sein könnten, wurden nicht festgestellt.

1.4 Sachschaden Dritter

Keiner

1.5 Angaben zur Besatzung

1.5.1 Verantwortlicher Flugzeugführer

Geschlecht:	männlich
Art der Erlaubnis:	Verkehrsluftfahrzeugführer (ATPL)
Berechtigungen:	als verantwortlicher Flugzeugführer Airbus A 310, Instrumentenflugberechtigung
Gesamtflugerfahrung:	6 399 Std.
Flugerfahrung auf	
IL-18:	5 669 Std.
A310:	730 Std.
Berechtigung A310 seit:	26.10.1989

1.5.2 Zweiter Flugzeugführer

Geschlecht:	männlich
Art der Erlaubnis:	Verkehrsflugzeugführer (ATPL)
Berechtigungen:	als zweiter Flugzeugführer Airbus A310, Instrumentenflugberechtigung
Gesamtflugerfahrung:	6 778 Std.
Flugerfahrung auf	
IL 18:	5 509 Std.
A310:	1 269 Std.
Berechtigung A310 seit:	07.06.89

Die Besatzungsmitglieder waren ausreichend lizenziert. Die Erlaubnisse und Berechtigungen waren gültig.

...

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Der Airbus A310-304 ist ein Großraumflugzeug mit zwei Turbinen-Triebwerken, das auf Mittelstrecken und auf Langstrecken nach Regeln für Flüge für lange Überwasserstrecken (EROPS) im Passagierdienst eingesetzt wird.

Hersteller:	Airbus Industrie
Muster:	A310-304
Werknummer:	503
Baujahr:	1989
Max. Abflugmasse:	157 600 kg
Triebwerke:	CF 6-80C2A2
Hersteller:	General Electric Company

Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß gewartet und für den Verkehr zugelassen.
Flugzeugmasse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.

1.7 Meteorologische Informationen

Die Flugzeugführer hatten am Tag der Störung um 07:15 UTC eine Strecken- und Landewetterberatung für den Flug von Berlin-Schönefeld nach Moskau Sheremetyevo eingeholt. Nach den Unterlagen der Wetterberatung, die der Besatzung zur Verfügung standen, lag zum Zeitpunkt der flugbetrieblichen Störung im Bereich des Flughafens Moskau-Sheremetyevo folgende Wettersituation vor:

Bodenwind:	230 Grad, 7 m/s
Horizontalsicht am Boden:	2 300 m, Schneefall
Bewölkung:	8/8 in 800 ft
Lufttemperatur:	-12 Grad Celsius
Taupunkt-Temperatur:	-15 Grad Celsius
QNH:	1 026 hPa

...

1.8 Navigationshilfen

Für den Anflug und die Landung auf der Landebahn 25L des Flughafens Moskau Sheremetyevo stand ein Instrumentenlandesystem (ILS) zur Verfügung (Anlage 1).

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr mit der Flugsicherung verlief ohne besondere Vorkommnisse. Die Anweisung zum Durchstarten war gleichzeitig mit einem Frequenzwechsel verbunden. Nach der Meldung durch die Besatzung, daß das Luftfahrzeug nicht mehr steuerbar sei, war dem Fluglotsen die Position des Flugzeuges offensichtlich nicht bekannt. Nach Rückfragen und der Bitte, einen bestimmten Kurs zu fliegen, was der Besatzung nicht gelang, wurde der Luftraum durch Umleiten anderer Flugzeuge freigehalten.

Als das Flugzeug wieder unter Kontrolle war, wurde es mit Hilfe von Radarvektoren zum ILS geführt.

1.10 Angaben zum Flugplatz

Der Flughafen Moskau Sheremetyevo ist ein internationaler Verkehrsflughafen. Zur Verfügung stehen zwei parallel liegende Start-/Landebahnen mit den Richtungen 25/07. Die Bahn 25L ist 3 700 m lang und liegt 620 ft (189 m) über dem Meeresspiegel. Als Anflughilfen stehen für diese Bahn ein ILS, PAR (Präzisionsanflugradar) oder ein NDB (ungerichtetes Funkfeuer) zur Verfügung.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Flugdatenschreiber (DFDR)

Das Flugzeug war mit einem digitalen Flugdatenschreiber (DFDR) ausgerüstet.

Hersteller:	FAIRCHILD
Muster:	F 800
p/n:	17M800-251
s/n:	3149

Die Auswertung des Flugdatenschreibers zeigte einige Lücken in der Aufzeichnung. Insbesondere während der Abkippvorgänge wurden Werte aufgezeichnet, die teilweise nicht plausibel waren. Eine bessere Aufzeichnungsqualität zeigte der bei Airbus Industrie ausgewertete Wartungsrecorder (QAR).

Die Daten des Wartungsrecorders wurden zum Vergleich und zur Ergänzung der fehlerhaften Werte herangezogen.

Der ausgewerte Zeitraum umfaßt ca. 15 Minuten. Aus der Vielzahl der aufgezeichneten Parameter des Flugdatenschreibers wurden die für den Unfall aussagekräftigen Werte ausgewählt.

Der Verlauf der einzelner relevanter Parameter als Funktion der Zeit wurde grafisch aufbereitet (Anlage 2).

1.11.2 Führerraumtonaufzeichnungsanlage

Das Flugzeug war mit einem Führerraumtonaufzeichnungsgerät (CVR) ausgerüstet.

Auf eine Auswertung des Gerätes wurde seitens der FUS verzichtet. Die Aufzeichnung der Tonsignale erfolgt durch ein Endlos-Magnetband, wobei die aufgezeichnete Information nach 30 Minuten wieder überschrieben wird. Da das Gerät nach dem Vorfall nicht durch Unterbrechnung der Stromversorgung gestoppt wurde und auch nach der Landung bei eingeschalteter Bordstromversorgung Systemtests durchgeführt wurden, war die für die Untersuchung relevante Aufzeichnung bereits wieder überschrieben.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

Entfällt

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Entfällt

1.14 Brand

Entfällt

1.15 Überlebensmöglichkeiten

Das Aufbäumen und Abkippen des Flugzeuges verlief relativ langsam, so daß die aufgetretenen Beschleunigskräfte für die Insassen nicht zu Verletzungen führten. Außerdem waren die Fluggäste für die Landung vorbereitet und damit alle angeschnallt.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchungen

Nach der Landung wurde der im System integrierte "Land Mode Test" des AFS durchgeführt. Hinweise auf eine Fehlfunktion des Systems ergaben sich nicht.

Auf Anweisung der FUS wurden der FCC (Flight Control Computer) und FAC (Flight Augmentation Computer) des zum Zeitpunkt des Vorfalle aktiven Systems Nr. 1 ausgebaut. Bei Airbus-Industrie in Toulouse wurden die Computer unter Beobachtung der FUS weiter untersucht.

Bei dieser Untersuchung wurden die nichtflüchtigen Speicher im BITE (Build In Test Equipment) des FAC und des FCC ausgelesen. Diese gaben Informationen über Fehler bzw. Statuszustände des AFS wieder, die zum Abschalten des Autopiloten, des Flight Directors, Autothrottle, des Yaw-Dampers oder Pitch Trim geführt haben.

Die Ergebnisse der Untersuchung sind in vom Testsystem ausgedruckten Listen in codierter Form dokumentiert und Bestandteil der Untersuchungsakte.

Zusammenfassung relevanter Befunde:

Nach dem Übergang in den extremen Steigflug und während der Abkipphasen sind außer dem Autopiloten noch weitere Systeme ausgefallen. Die Auswertung der im Fault Isolation and Detection System intern gespeicherten Informationen zeigte folgende in der Reihenfolge ausgefallene Funktionen:

- **Auto Throttle System (ATS)**
  Durch den extremen Längsneigungswinkel ist der vom ADC (Air Data Computer) gemessene und errechnete Geschwindigkeitswert (Computed Airspeed) soweit gesunken, daß der Wert vom ATS (Auto Throttle System) als nicht mehr plausibel betrachtet worden ist.

- **Yaw Damper Nr. 1**
  Der Yaw-Damper ist vermutlich durch eine interne Überwachungslogik abgeschaltet worden, weil der FAC Nr. 1 aufgrund der erhöhten Vertikalbeschleunigung keine Ausgangswerte geliefert hat.

- **Ausfall beider Flight Directoren (FD)**
  Beide Flight Directoren haben sich durch Verlust der Information über den Anstellwinkel (Angle of Attack) abgeschaltet.

- **Pitch Trim Nr. 1**
  Das Pitch Trim System Nr. 1 hat sich durch den Verlust der Information über den Anstellwinkel (Angle of Attack) abgeschaltet.

- **Autopiloten Nr. 1 und Nr. 2**
  Die Besatzung hat versucht, beide Autopiloten unabhängig voneinander wieder zu aktivieren. Ein Wiederaufschalten war nicht möglich, weil die durch die Aufschaltlogik geforderten Systembedingungen nicht erfüllt waren.

- **Yaw Damper Nr. 2**
  Der Yaw-Damper Nr. 2 hat aufgrund nichtplausibler Eingangsgrößen, die vom IRS (Inertial Reference System) bereitgestellt werden, abgeschaltet.

...

1.17 Zusätzliche Informationen

1.17.1 Trimmtanksystem

Das Muster Airbus A310-304 verfügt über zusätzliche Trimmtanks im Höhenleitwerk, durch die sich der maximale Treibstoffvorrat um ca. 5 000 kg erhöht. Durch Umpumpen des Treibstoffes läßt sich die Schwerpunktlage im Flug anpassen und laufend auf dem jeweils günstigsten Wert halten. Das Trimmtanksystem wird durch einen Rechner gesteuert, der die notwendigen Daten vom FMS (Flight Management System) erhält und je nach Höhe, Geschwindigkeit und Beladung die günstigste Kraftstoffverteilung errechnet. Beim Sinkflug in Höhen unter 20 000 ft wird der Trimmtank automatisch leergepumpt.

1.17.2 Automatic Flight System

Das digitale AFS des A310 besteht aus den Untersystemen

- Flight Control Computer System FCCS
  (Autopilot/Flight Director AP/FD)
- Speed Attitude Correction
  (Flight Augmentation Computer System FACS)
- Yaw Damper (Y/D)
- Pitch Trim
- Flight Envelope Protection
- Thrust Control Computer System TCCS
- Auto Throttle System ATS
- N1 Limit
- Test System

Der Autopilot (AP) kann in den Betriebsarten CWS (Control Wheel Steering)und CMD (Command Mode) betrieben werden. Weiterhin werden die CMD-Betriebsarten nach AP/FD Roll Modes

...

und AP/FD Pitch Modes unterschieden. In Anlage 3 ist die Mode-Auswahl beschrieben.

1.17.3 Trimmung in der Höhensteuerung

Das Pitch Trim System (Trimmung in der Höhensteuerung) besteht aus zwei getrennten Systemen. Der jeweilige Actuator (Antriebsmotor) steuert den Trimable Horizontal Stabilizer (einstellbare Höhenflosse, Anlage 7).

Sind beide Trim Engage Lever (Schalter für die Trimmsysteme) eingeschaltet, so hat System 1 Vorrang vor System 2. Das System 2 läuft synchron mit.

Ein Verstellen des Stabilizers durch die Trimmung in der Höhensteuerung ist durch folgende Möglichkeiten gegeben:

Main Electric Trim (Manuelle elektrische Trimmung)
Solange der Autopilot ausgeschaltet ist oder in CWS betrieben wird, kann der Trimable Horizontal Stabilizer durch die Trimmschalter an der Steuersäule verstellt werden. Weiterhin ist eine manuelle Trimmung über das Handrad möglich

Autotrim (Automatische Trimmung)
Wenn mindestens ein Autopilot in CWS oder CMD betrieben wird, erfolgt die Verstellung des Stabilizers durch Signale aus dem aktiven FCC.
Sind beide Autopiloten gleichzeitig eingeschaltet, versorgt jeder FCC seinen zugeordneten FAC.

Mach/V_C Trim (Mach-/Geschwindigkeitsabhängige Trimmung)
Die Stabilizer-Verstellung durch Mach/V_C Trim erfolgt automatisch nach einem festen Programm in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit (V_C Trim). Mach Trim ist nur wirksam, wenn die Slats (Vorflügel) und Flaps (Landeklappen) eingefahren sind.

...

Alpha Trim

Die Stabilizer-Verstellung durch Alpha Trim erfolgt immer dann, wenn ein bestimmter Anstellwinkel des Flugzeuges überschritten wird. Dadurch wird sowohl im oberen als auch im unteren Geschwindigkeitsbereich ein unzulässiger Anstellwinkel verhindert. Die Alpha-Trimm Funktion ist nur im CMD Mode vorhanden.

Wenn kein Autopilot eingeschaltet ist, die Slats und Flaps eingefahren sind, wird bei einem Anstellwinkel größer 15 Grad, die Flugzeugnase durch eine Änderung des Stabilizers um 4 Grad nach unten getrimmt (Anti Pitch up Trim).

2.0 Auswertung

2.1 Auswertung des Flugverlaufes

Der Linienflug von Berlin-Schönefeld (ETBS) nach Moskau Sheremetyevo (UUEE) war ordnungsgemäß vorbereitet und verlief bis zum Anflug auf den Flughafen Sheremetyevo planmäßig und ohne besondere Vorkommnisse.

Wie verfahrensmäßig vorgesehen, war das Flugzeug für den Anflug konfiguriert. Das im "Land Mode" befindliche AFS wurde durch die Besatzung für ein eventuelles Durchstartverfahren vorbereitet. Dazu wurde als "Go Around Altitude" 3 580 ft (QNH) eingegeben. Nach dem in der Jeppesen Anflugkarte veröffentlichten Verfahren für einen "Missed Approach" sollte diese Höhe nach dem Durchstarten in Richtung des MM (Middle Markers) der Startbahn 07 mit anschließender Rechtskurve bei einem Steuerkurs von 30 Grad beim Überflug des ungerichteten Funkfeuers (NDB) "Kostino" erreicht werden. Das AFS hatte damit die Vorgabe, im Fall einer Aktivierung der Betriebsart "Go-Around" auf die vorgewählte Höhe zu steigen. Danach hätte das Flugzeug diese Höhe gehalten.

Als in einer Höhe von 1 550 ft die Flugsicherung die Anweisung zum Durchstarten erteilte, befand sich der Airbus noch in den Wolken. Zusätzliche Aufmerksamkeit forderte die Anweisung der Flugsicherung, eine "Go Around Altitude" von 1 640 ft (QFE) vorzusehen. Das AFS verlangte eine Eingabe als QNH-Wert. Es war auf die für das Durchstartverfahren in der Jepessen Anflugkarte veröffentlichte Höhe von 3 580 ft (QNH) vorbereitet. In der Jepessen Anflugkarte sind jedoch alle Höhenangaben als QNH-, QFE- und metrische Werte angegeben.

Ein Fehlverhalten der Besatzung und eine Fehlfunktion der Bordsysteme war bis zu dem Übergang in den Steigflug um 10:56:41 UTC nicht zu erkennen.

Phase 1: Einleiten des Durchstartmanövers

Der Übergang vom automatisch gesteuerten Sinkflug im "Land Mode" zum ebenfalls automatisch gesteuerten "Go Around" in 1 275 ft zeigte sich bei den vom Flugdatenschreiber aufgezeichneten Daten durch eine Zunahme der Triebwerksleistung N1 auf 96 Prozent und ein Ansteigen des Längsneigungswinkels. Die mit dem Einleiten des "Go Arounds" gesteuerten Bewegungen von Höhenruder und Trimmflosse waren mit dem systembedingten Verhalten des AFS zu begründen. Im "Go Around Mode" gelten folgende Führungsgrößen:

- Erreichen und Halten der gewählten Geschwindigkeit plus 10 kt Zuschlag,
  oder
- Begrenzung des Längsneigungswinkels auf 18 Grad,
  oder
- Erreichen und Halten einer Steiggeschwindigkeit von 1 200 ft/min.

Durch diese Anforderungen konnte es im Verlauf des Regelvorganges zu einer entgegengesetzten Bewegungsrichtung von Höhenruder und Trimmflosse kommen.

...

Die deutliche Zunahme des Höhenruderausschlages in Richtung "drücken" nach dem Einleiten des Durchstartverfahrens ab 10:56:48 UTC war auf einen Eingriff am Steuerhorn durch die Besatzung zurückzuführen. Obwohl das Flugzeug den zugelassenen Längsneigungswinkel von 18 Grad nicht überschritten hatte, war für den Flugzeugführer am Steuer der subjektive Eindruck entstanden, daß das Flugzeug die Nase extrem anhebt. Dieser Eindruck kann durch die verhältnismäßig hohe Steigleistung des Flugzeuges aufgrund des in dieser Flugphase bereits reduzierten Fluggewichtes verstärkt worden sein. Obwohl das Flugzeug zu diesem Zeitpunkt unter der Autorität des AFS geführt wurde, hatte der Flugzeugführer das Steuerhorn in Richtung "drücken" bewegt. Das Höhenruder erreichte somit ca. 10 Sekunden nach dem Einleiten des "Go Arounds" die Endposition 14 Grad in Richtung "drücken".

Das AFS hatte den Eingriff des Flugzeugführers am Steuerhorn als eine "äußere Störung" betrachtet und weiterhin versucht, die vorgegebenen Werte zu erreichen und zu halten. Dieses geschah durch Verstellen der Trimmflosse gegen den vom Piloten hervorgerufenen Ausschlag des Höhenruders. Die Funktion "Auto Trim" des AFS bewegte damit die Trimmflosse in die Position 12 Grad "Flugzeugnase nach oben", während das Höhenruder auf 14 Grad "drücken" gehalten wurde.

Der Airbus A310-304 konnte danach einen extrem hohen Längsneigungswinkel einnehmen, weil in dieser Konfiguration die Wirkung der Trimmflosse größer war als die Wirkung des Höhenruders. Verstärkt wurde der extreme Anstieg des Längsneigungswinkels durch das Einfahren der Landeklappen und Vorflügel von Vollausschlag auf 20 Grad und zwei Sekunden später auf 15 Grad.

Das Abschalten des kompletten AFS um 10:56:50 UTC in 1 503 ft Höhe war auf systembedingte Eigenschaften des AFS und auf die Verhaltensweise des Flugzeugführers am Steuer zurückzuführen. Durch die Auswertung der internen Speicher des FCC wurde

...

bestätigt, daß das AFS durch Überdrücken am Steuerhorn abgeschaltet worden war.

Die Besatzung hatte für das Durchstartverfahren eine "Go Around Altitude" von 2 260 ft (QNH) eingegeben. Mit Aktivierung des "Go Around Modes" versuchte das AFS diese Höhe zu erreichen. Vor Erreichen dieser Zielhöhe schaltete das System automatisch in den "Altitude Acquire Mode" (ALT*) um. Der Versuch des Luftfahrzeugführers, durch Drücken der Steuersäule korrigierend einzugreifen, brachte nicht den gewünschten Erfolg, da die Trimmung des AFS diesen Eingriff ausgleichen konnte. Im "Go Around Mode" war auch ein Abschalten des AFS durch Überdrücken systembedingt nicht möglich. Erst beim Übergang vom "Go Around Mode" in "Altitude Acquire Mode" in 1 503 ft, der jedoch von der Besatzung nicht wahrgenommen wurde, führte der anhaltende Druck auf das Steuerhorn zu einem Abschalten des AFS.

Mit dem Abschalten des AFS war auch die "Auto Trim" - Funktion nicht mehr aktiv. Die am Endanschlag stehende Trimmflosse war damit eingefroren und die Trimmung hätte nur manuell elektrisch betätigt werden können. Durch die größere Wirksamkeit der Trimmflosse gegenüber dem Höhenruder konnte das Flugzeug bei voller Triebwerksleistung den extremen Steigflug fortsetzen.

Die Cockpit-Besatzung hatte das Abschalten des AFS und den vertrimmten Zustand des Flugzeuges nicht registriert. Der Luftfahrzeugführer am Steuer war bei der Problemanalyse ausschließlich auf eine Fehlfunktion des AFS fixiert. Möglicherweise wurde der Abschaltknopf des AFS am Steuerhorn mehrfach betätigt, um das System abzuschalten. Dabei kann auch das aktustische und optische Signal, welches das Abschalten des AFS anzeigt, gelöscht worden sein.

...

Phase 2: Erstes Abkippen

Nach dem unbemerkten Abschalten des AFS bei der Höhenruderstellung "voll drücken", der Trimmflossenposition "Flugzeugnase voll nach oben" und voller Leistung beider Triebwerke konnte das Flugzeug unkontrolliert einen Längsneigungswinkel von 88 Grad einnehmen. Die Besatzung hatte die Konfiguration und den Systemzustand des Flugzeuges in dieser Phase nicht erkannt, so daß Korrekturmaßnahmen nicht erfolgreich sein konnten.

Durch die hohe Leistung der Triebwerke konnte das Fluzeug innnerhalb von 40 Sekunden von 1 275 ft auf 4 327 ft steigen, wobei sich die Geschwindigkeit jedoch so weit reduzierte, daß es zu einem Abriß der Strömung kam und das Flugzeug über die linke Tragfläche abkippen konnte. Der bevorstehende Strömungsabriß wurde 8 Sekunden vor dem Abkippen durch die Strömumgsabriß-Warnung (Stallwarning) angezeigt. Die vom Flugdatenschreiber aufgezeichneten Geschwindigkeitswerte unterhalb 90 Knoten sind nicht repräsentativ, da bei den vorherrschenden Strömungsverhältnissen die Geschwindigkeitsmessung prinzipiell nicht mehr funktionieren kann. Der ADC (Air Data Computer) hatte diese Geschwindigkeitswerte als nicht plausibel erkannt, worauf nach einem Umschalten auf den ADC Nr. 2, der das gleiche Ergebnis lieferte, sich das ATS (Auto Throttle System) abgeschaltet hatte.

Der nach dem Abkippen aufgezeichnete kurzzeitige Vollausschlag des Höhenruders in Richtung "ziehen" ist vermutlich durch den Flugzeugführer initiiert worden.

Nach dem unkontrollierten Abkippen konnte sich bei wieder entgegengesetzt stehendem Höhenruder und Trimmflosse eine Geschwindigkeit von 246 kt aufbauen.

...

Phase 3: Zweites Abkippen

Der Übergang in den erneuten Steigflug in 1 487 ft verlief ohne Einwirkung der Besatzung. Der Steigflug und das anschließende Abkippen in 5 787 ft erfolgte unter den gleichen Bedingungen wie in der Phase 2. Die Besatzung hatte auch hier im Scheitelpunkt der Flugbahn einen Höhenruderauschlag induziert. Die im Sinkflug um etwa 1 Grad reduzierte Trimmflossenstellung war durch ein kurzzeitiges Betätigen der elektrischen Trimmung am Steuerhorn hervorgerufen worden. Der Flugzeugführer am Steuer hat diesen Eingriff in die Trimmung aber nicht bewußt wahrgenommen.

Phase 4: Drittes Abkippen

Ohne wesentliche Änderung der Konfiguration konnte das Luftfahrzeug auch nach dem zweiten Abkippen wieder Fahrt aufbauen und in 1 775 ft wieder in den Steigflug gehen. Der Höhenruderauschlag beim Abkippen in 7 355 ft war wieder auf einen Eingriff am Steuerhorn zurückzuführen.

Phase 5: Viertes Abkippen und Stabilisieren

Nach dem letzten Übergang in den Steigflug in 3 591 ft konnte das Flugzeug bei fast gleichbleibender Konfiguration die Höhe von 9 039 ft erreichen. Leichte Eingriffe auf das Höhenruder und auf die Trimmflosse in der letzten Phase des Steigfluges, wodurch sich Höhenruder und Trimmflosse kurzeitig um 2 bis 2,5 Grad vom jeweiligen Endanschlag entfernten, führten nach dem Abkippen nur mehr zu einem Höhenverlust von 372 ft. Nach Aufbau einer Geschwindigkeit von 235 kt konnte das Flugzeug mit der Triebwerksleistung N11 von 104 Prozent wieder einen höheren Längsneigungswinkel einnehmen. In 11755 ft war die Geschwindigkeit wieder soweit reduziert, daß der Airbus erneut in den Sinkflug überging.

Bis zu diesem Zeitpunkt erfolgten alle Bewegungen des Flugzeu-

...

ges unkontrolliert. Erst mit der Reduzierung der Triebwerksleistung kurz vor dem letzten Übergang in den Sinkflug verliefen die folgenden Steig- und Sinkflugphasen sanfter. Dazu beigetragen hatte auch die nicht mehr ganz am Endanschlag stehende Trimmflosse.

Der Flugzeugführer am Steuer hatte in dem Zeitbereich zwischen 11:01 UTC und 11:07 UTC das Flugzeug durch Änderung der Triebwerksleistung und leichte Eingriffe über das Höhenruder stabilisiert und gesteuert.

Die Bewegungen der Trimmflossen zwischen 9,5 und 8,2 Grad in Phase 5 sind vermutlich auf unbewußtes Betätigen des Trimmschalters am Steuerhorn zurückzuführen. Die Ausführung der Besatzung, daß die manuelle (elektrische) Trimmung während des gesamten Vorganges nicht betätigt worden war, erklärte, daß der vertrimmte Zustand des Flugzeuges nicht erkannt worden war. Eine deutliche Verstellung der Trimmflossen auf 4,2 Grad wurde erst um 11:08 UTC vorgenommen. Wahrscheinlich hat die Besatzung erst hier die ungünstige Stellung der Trimmung wahrgenommen.

2.2 Auto Flight System (AFS)

Fehlfunktionen des AFS, die für die Störung ursächlich sein könnten, wurden nicht festgestellt.

Die Ausfälle der Untersysteme, wie z.B. Flight Director, Pitch Trim, Yaw-Damper usw., waren auf die ungewöhnliche Flugbahn zurückzuführen. Vom ADC errechnete Geschwindigkeitswerte unter 100 kt waren für einige Systeme nicht plausibel. Die Systemauslegung sieht in diesen Fällen ein Abschalten vor.

Die Funktion "Anti Pitch Up Trim", die bei einem Anstellwinkel größer 15 Grad die Flugzeugnase durch eine Änderung der Trimmflosse um 4 Grad nach unten korrigiert, war inaktiv, weil Landeklappen und Vorflügel ausgefahren waren.

2.3. Schnittstelle Mensch - Maschine

Der Vorfall ist wesentlich auf eine gestörte Kommunikation an der Schnittstelle zwischen Besatzung und Luftfahrzeug zurückzuführen.

Die Besatzung hatte während des "Go Arounds" die Verhaltens- und Funktionsweise des AFS nicht ausreichend erkannt. Der erste Konflikt zwischen Luftfahrzeugführer am Steuer und dem Autopiloten war durch die manuelle Bewegung des Höhenruders über das Steuerhorn während des automatischen Durchstartverfahrens entstanden. Ohne Eingriff am Steuerhorn wäre diese Flugphase ohne Probleme automatisch abgelaufen. Dabei wäre ein kurzfristiges Übersteigen der vorgewählten Höhe aufgrund der geringen Höhendifferenz möglich gewesen.

Im Airbus A310 ist keine Anzeige oder Warnung vorgesehen, die bei eingeschaltetem Autopiloten darauf hinweist, daß ein manueller Eingriff über das Steuerhorn nicht wirksam wird, da der Autopilot diesen Einfluß als Störgröße betrachtet und ausgleicht.

Der Luftfahrzeugführer war nicht informiert, wie der Autopilot auf ein Eingreifen über das Steuerhorn reagiert. Außerdem wußte er nicht, daß im "Go Around Mode" ein Auskuppeln durch Überdrücken am Steuerhorn nicht möglich ist, wohl aber im automatisch nachfolgenden "Altitude Aquire Mode".

Die Besatzung war der Meinung, daß der Autopilot sich nicht abschalten lassen würde, obwohl dieser durch Überdrücken am Steuerhorn bereits außer Betrieb gesetzt worden war. Zwei "Off-Warnungen" des AFS, ein rotes Blinklicht im vorderen Cockpit-Panel und ein akustisches Warnsignal (Cavalry Charge), sind durch die Luftfahrzeugführer nicht registriert worden. Diese Warnungen werden durch nochmaliges Drücken des Druckknopfes am Steuerhorn gelöscht. Möglich ist, daß der Luftfahrzeugführer am Steuer die "Off-Warnungen" unbemerkt gelöscht hat, weil er

den Autopiloten abschalten wollte.

Die Luftfahrzeugführer haben den vertrimmten Zustand des Flugzeuges nicht erkannt. Ihnen war nicht bewußt, daß der Autopilot abgeschaltet war und damit die automatische Trimmung nicht mehr funktionieren konnte. Die Stellung des Höhenruders und der Trimmflosse hätte auf dem Bildschirm "System Display" auf der Seite "FLT CTL PAGE" abgelesen werden können. Weiterhin befindet sich auf dem mechanischen Trimmrad eine Skala.

2.4 Rolle der Besatzung

Die Besatzung war mit den Anforderungen des 2-Mann "Glas-Cockpits" überfordert. Bedingt durch die Flugerfahrung auf Verkehrsflugzeugen älterer Generation haben die Luftfahrzeugführer den Rollenwechsel vom funktionsabhängigen Manipulator und Operator zum Organisator und Überwacher des komplexen, integrierten und rechnergesteuerten Systems Airbus A310 nicht ausreichend vollzogen. Die Verhaltens- und Vorgehensweise zeigte hauptsächlich Mängel im Management der "Informationszentrale Cockpit" mit Hilfe des Mensch-Computer-Dialogs.

Bereits unmittelbar nach dem Einleiten des "Go Arounds" war der verantwortliche Luftfahrzeugführer auf eine Fehlfunktion des AFS fixiert. Eine systematische Fehleranalyse erfolgte nicht. Die Hilfsmittel zur Fehlererkennung und -behebung wurden nicht ausgenutzt.

Auch wurde der zweite Luftfahrzeugführer nicht ausreichend in die Problemanalyse mit einbezogen. Der verantwortliche Luftfahrzeugführer hatte sich nicht an wesentliche Grundsätze und Regeln für ein "Crew Coordination Concept" und "Cockpit Resource Management" gehalten. Es fehlten Strategien für die Entscheidungsfindung und Problemlösung.

Die Anweisung des verantwortlichen Luftfahrzeugführers an den ersten Offizier "Circuit Breaker ziehen" war sachlich falsch.

Die Besatzung konnte in dieser Situation nicht überblicken, welche Funktionen und Anzeigen durch die Unterbrechung der Stromversorgung für die FCC (Flight Control Computer) ausfallen oder eingeschränkt waren. Es gab auf dem "System-Display" keine Anweisung oder Information, die Sicherung zu ziehen. Der Eindruck des Luftfahrzeugführers, daß das Flugzeug erst nach Auslösen der "Circuit Breaker" wieder kontrollierbar gewesen sei, hatte sich nicht bestätigt. Die Auswertung der internen Speicherinformationen im FCC zeigte einen Fehler in der Stromversorgung der Rechner, der vermutlich auf den Eingriff durch die Besatzung zurückzuführen ist. Ein Zusammenhang mit der Wiederherstellung der Steuerbarkeit des Flugzeuges ist nicht erkennbar. Das Flugzeug wurde durch Reduzierung der Triebwerksleistung, eine zunächst leichte und dann etwas stärkere Verstellung der manuellen Trimmung sowie leichte Korrektureingriffe über das Steuerhorn wieder steuerbar.

3.0 Schlußfolgerungen

3.1 Befunde

1. Die Flugzeugführer waren im Besitz der zur Durchführung dieses Fluges erforderlichen Erlaubnisse und Berechtigungen.

2. Das Flugzeug war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen. Hinweise auf Mängel in der Wartung und Instandhaltung haben sich nicht ergeben. Gewicht und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Begrenzungen.

3. Der Airbus A310 wurde unter der Autorität des AFS gesteuert, als in 1 275 ft das durch die Flugsicherung angewiesene Durchstartverfahren eingeleitet wurde.

4. Als Go Around Altitude wurde 2 260 ft (QNH) vorgegeben.

5. Bei einem Längsneigungswinkel unter 18 Grad im automatischen "Go Around Mode" hatte der Luftfahrzeugführer das Höhenruder manuell in Richtung "drücken" bewegt.

6. Der Autopilot hatte im "Go Around Mode" den Eingriff am Höhenruder durch Verstellen der Trimmflosse ausgeglichen.

7. Durch den Steuerhorndruck wurde beim Übergang vom "Go Around Mode" auf den "Altitude Acquire Mode" der Autopilot ausgekuppelt.

8. Nach dem Auskuppeln des Autopiloten befand sich das Höhenruder am Anschlag in Richtung "drücken", während die Trimmflosse voll in Richtung "Flugzeugnase nach oben" ausgeschlagen war.

9. Die Wirkung der Trimmflosse war größer, so daß der Airbus sich bei voller Triebwerksleistung in den extremen Steigflug bewegen konnte.

10. Die Besatzung hatte das Auskuppeln des Autopilot nicht bemerkt. Sie war der Auffassung, daß der Autopilot sich nicht abschalten lassen würde. Die optische und akustische Anzeige wurde nicht wahrgenommen.

11. Die Besatzung hatte den vertrimmten Zustand des Flugzeuges nicht erkannt.

12. Das Flugzeug war nach dem Auskuppeln des Autopiloten von 10:56:50 UTC bis 11:03:00 UTC außer Kontrolle.

13. Ohne Einfluß der Besatzung kippte der Airbus A310 dreimal mit einem Höhenverlust von 2 776 ft bis 3 756 ft unkontrolliert ab.

...

14. Nach dem Abkippen wurde die zulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen überschritten.

15. Die Steuerbarkeit wurde durch unbewußtes Verstellen der Trimmflosse und Reduzierung der Triebwerksleistung durch den Luftfahrzeugführer am Steuer wieder hergestellt.

16. Das Ziehen der "Circuit Breaker" des AFS durch die Besatzung hatte keinen Einfluß auf die Wiedererlangung der Steuerbarkeit.

17. Teilsysteme des AFS (Auto Trottle Systems, Flight Director, Pitch Trim, Yaw Damper u.a.) waren durch die ungewöhnliche Flugbahn und damit verbundenen unrealistischen Daten des ADC abgeschaltet worden.

18. Die "Anti Pitch Trim" Funktion konnte nicht wirksam werden, da das AFS abgeschaltet war.

19. Fehlfunktionen des AFS, die ursächlich für den Verlust der Steuerbarkeit sein könnten, wurden nicht festgestellt.

20. Die Besatzung hatte sich an wesentliche Grundsätze und Regeln für "Crew Coordination" und "Cockpit Resource Management" nicht gehalten. Sie war mit der Führung und dem Management des Flugzeuges mit einem 2-Mann "Glascockpits" überfordert.

21. Das Flugzeug wurde unter manueller Steuerung auf dem Flughafen Moskau Sheremetyevo gelandet.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Die flugbetriebliche Störung ist auf einen Eingriff am Steuerhorn durch den Flugzeugführer zurückzuführen, während das Flugzeug unter der Autorität des AFS im "Go Around Mode" gesteuert wurde. Die Besatzung war über den Zustand und das Verhalten des AFS in dieser Flugphase nicht informiert.

4.0 Sicherheitsempfehlungen

Keine

5.0 Anlagen

Anlage 1 Jeppessen Anflugkarte für Moskau Sheremetyevo Landebahn 25 L

Anlage 2 Auswertung des Flugdatenschreibers (DFDR)

Anlage 3 Trainingshandbuch Airbus Industrie: "Auto Flight System AP/FD Mode Selection"

Anlage 4 Trainingshandbuch Airbus Industrie: Auto Flight System "AP/FD Mode Annunciation on PFD"

Anlage 5 Trainingshandbuch Airbus Industrie: Auto Flight System "AP in CMD Description"

Anlage 6 Trainingshandbuch Airbus Industrie: Auto Flight System "Go Around Mode"

Anlage 7 Übersicht "Trimmfunktionen"

...

Braunschweig, den 17. Februar 1994

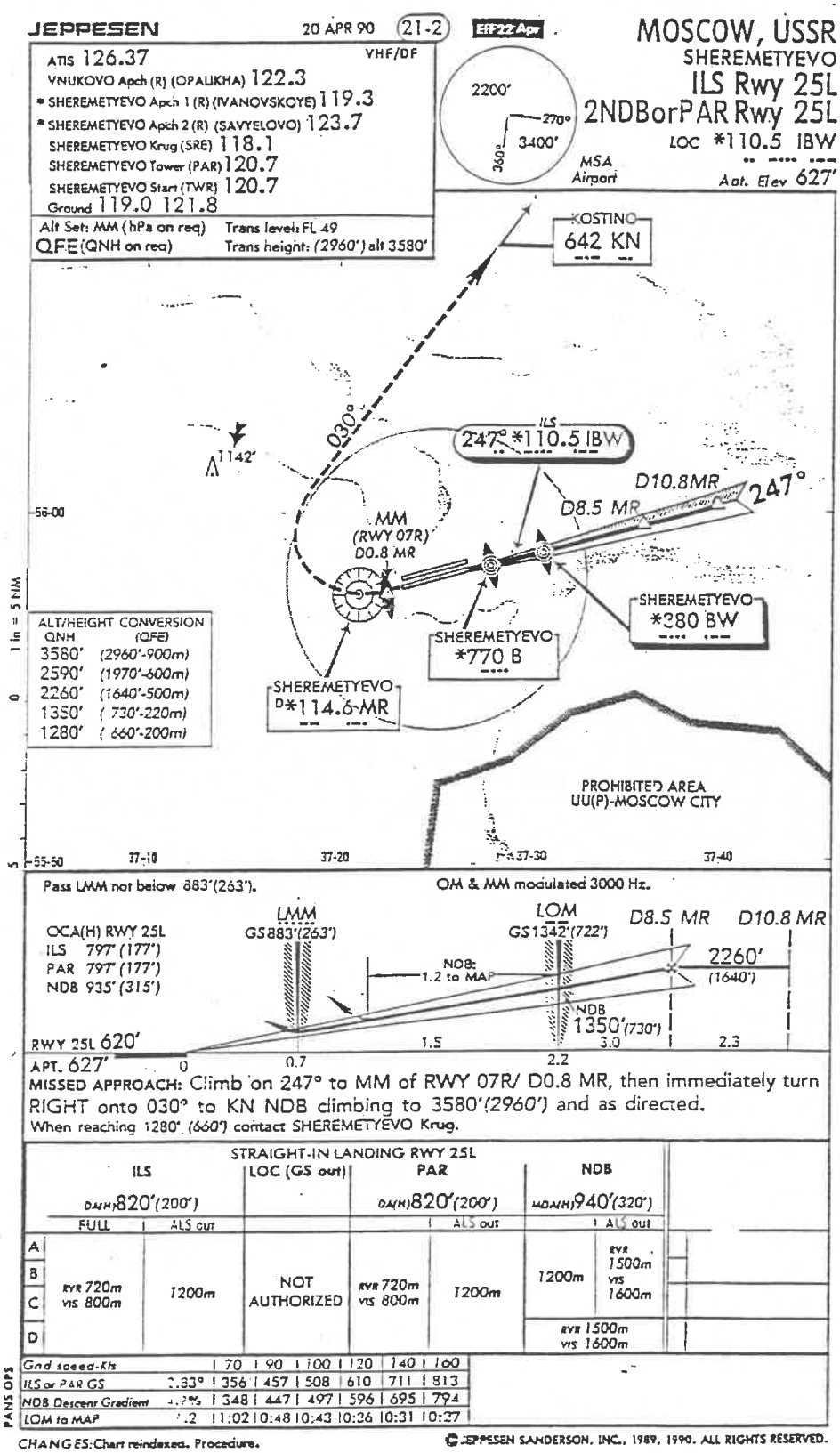
Flugunfalluntersuchungsstelle
beim Luftfahrt-Bundesamt

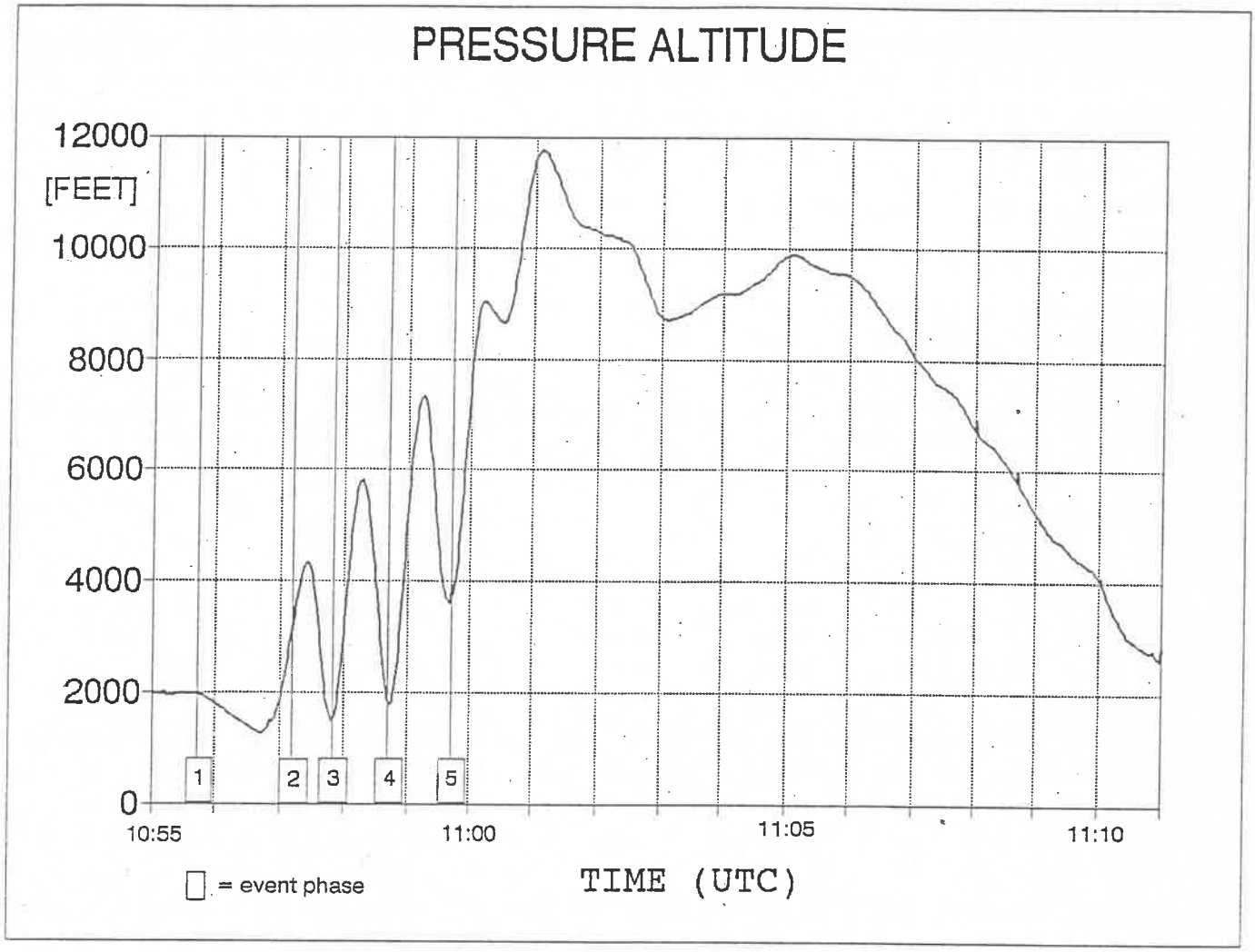
Im Auftrag

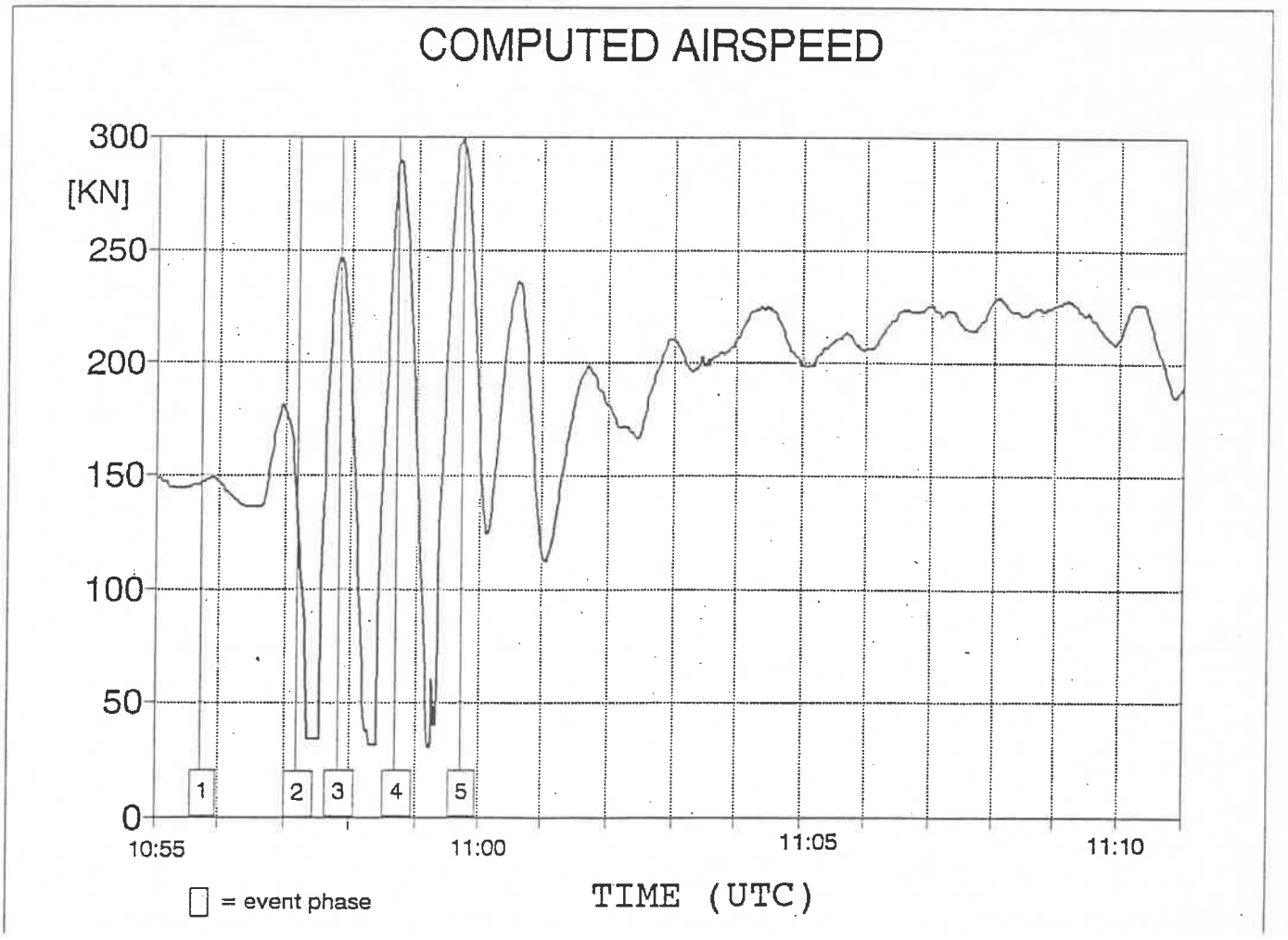
Johann Reuß

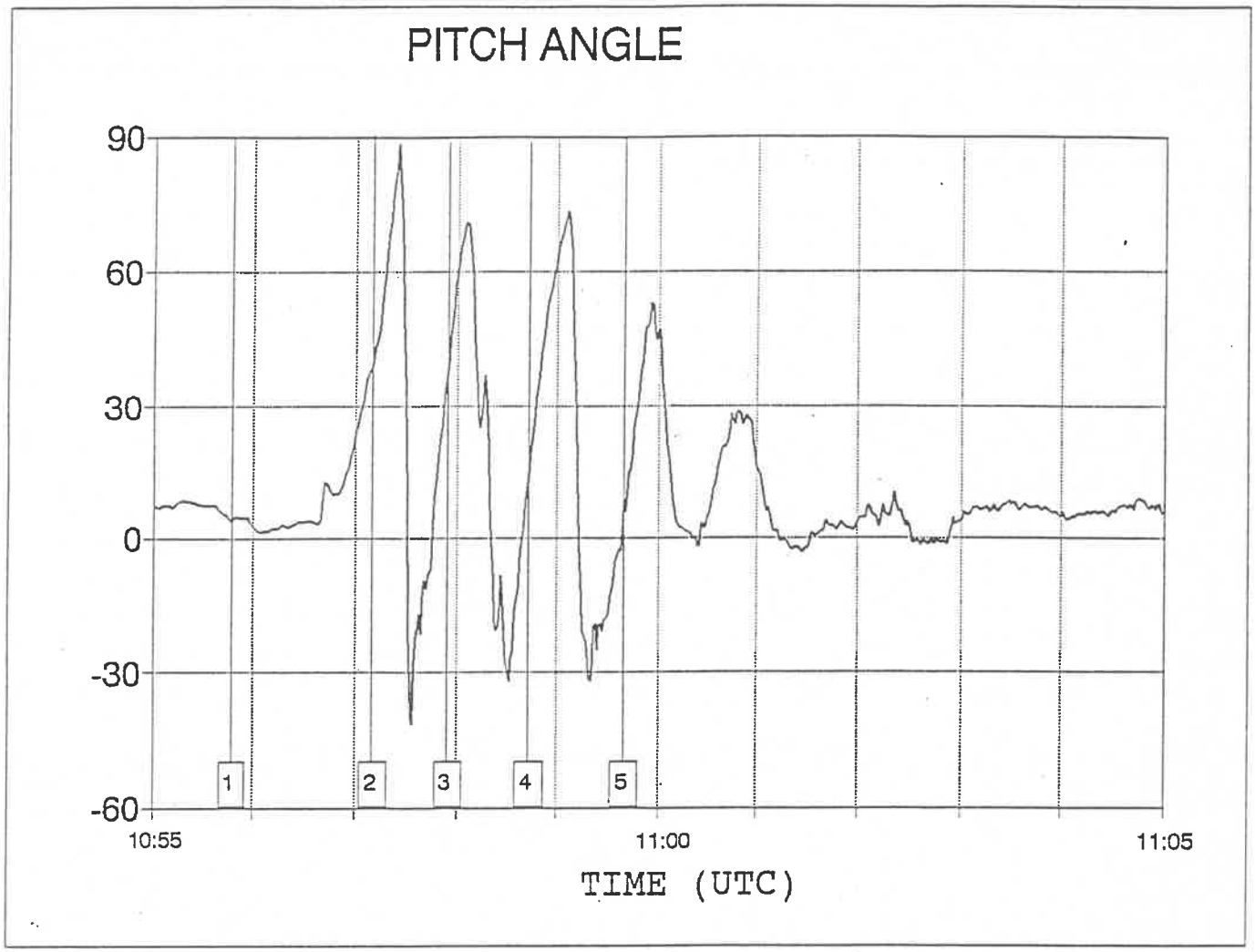
(Johann Reuß)
Untersuchungsführer

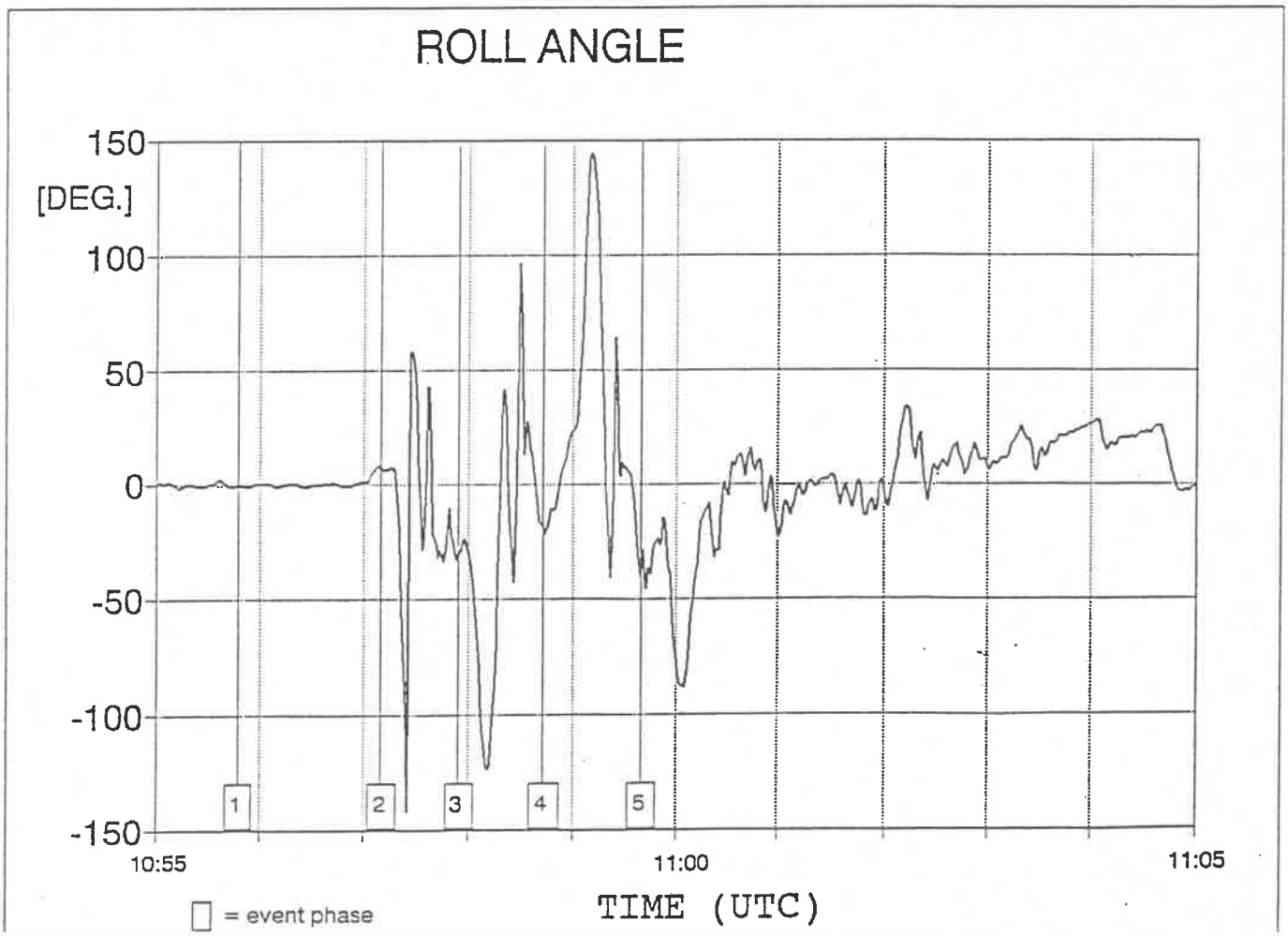
...

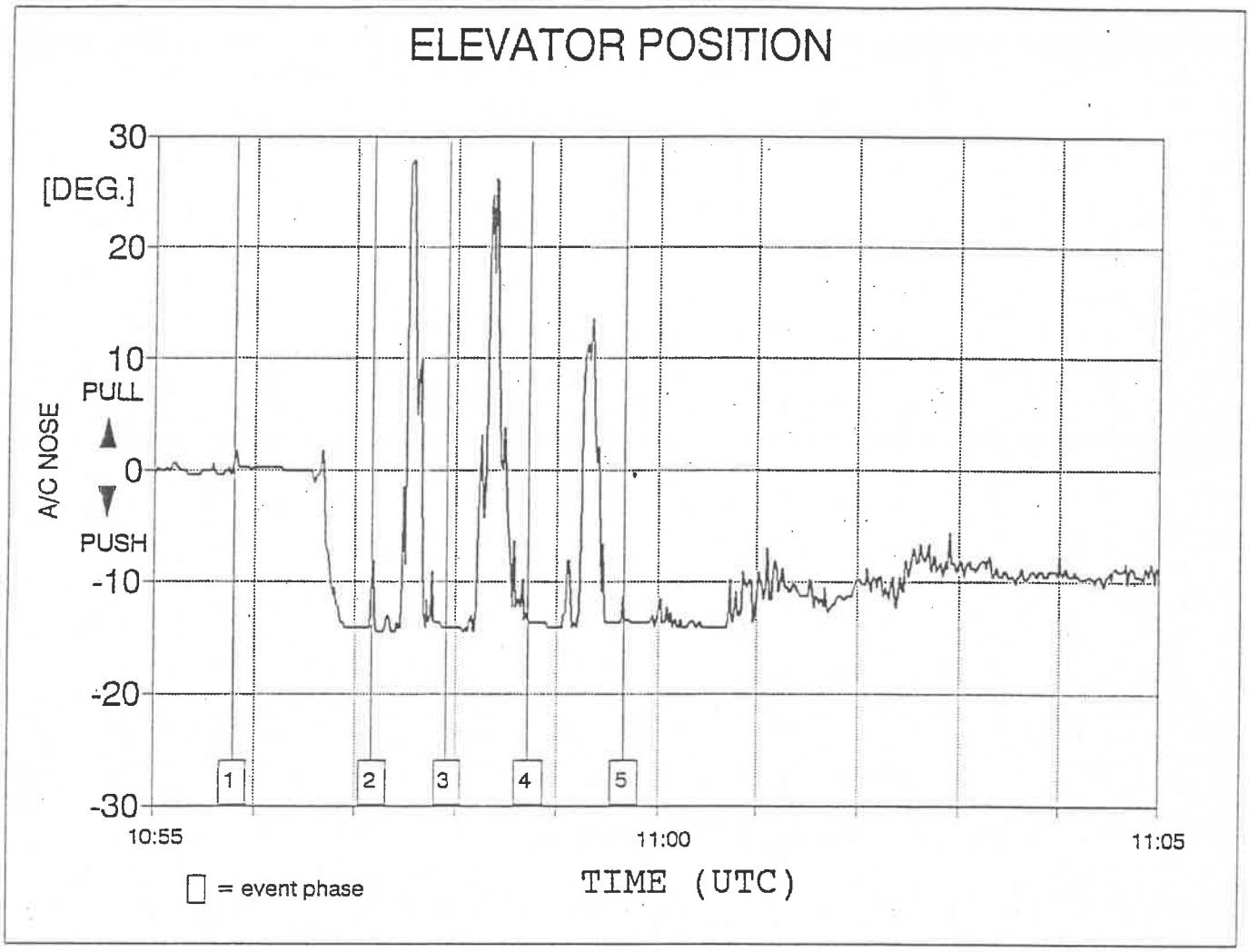

JEPPESEN
20 APR 90
21-2
Eff 22 Apr
MOSCOW, USSR
SHEREMETYEVO
ILS Rwy 25L
2NDBorPAR Rwy 25L
LOC *110.5 IBW
Aot. Elev 627'
ATIS 126.37
VHF/DF
VNUKOVO Apch (R) (OPALIKHA) 122.3
* SHEREMETYEVO Apch 1 (R) (IVANOVSKOYE) 119.3
* SHEREMETYEVO Apch 2 (R) (SAVYELOVO) 123.7
SHEREMETYEVO Krug (SRE) 118.1
SHEREMETYEVO Tower (PAR) 120.7
SHEREMETYEVO Start (TWR) 120.7
Ground 119.0 121.8
Alt Set: MM (hPa on req)
QFE (QNH on req)
Trans level: FL 49
Trans height: (2960') alt 3580'
2200'
270°
3400'
360°
MSA
Airport
KOSTINO
642 KN
030°
1142'
ILS
247° *110.5 IBW
D10.8MR
247°
D8.5 MR
MM
(RWY 07R)
D0.8 MR
SHEREMETYEVO
*280 BW
SHEREMETYEVO
*770 B
SHEREMETYEVO
D*114.6 MR
PROHIBITED AREA
UU(P)-MOSCOW CITY
56-00
55-50
37-10
37-20
37-30
37-40
1 in = 5 NM
ALT/HEIGHT CONVERSION
QNH (QFE)
3580' (2960'-900m)
2590' (1970'-600m)
2260' (1640'-500m)
1350' (730'-220m)
1280' (660'-200m)
Pass LMM not below 883'(263').
OM & MM modulated 3000 Hz.
OCA(H) RWY 25L
ILS 797' (177')
PAR 797' (177')
NDB 935' (315')
LMM
GS883'(263')
LOM
GS1342'(722')
D8.5 MR
D10.8 MR
NDB:
1.2 to MAP
2260'
(1640')
NDB
1350'(730')
RWY 25L 620'
APT. 627'
0
0.7
1.5
2.2
3.0
2.3
MISSED APPROACH: Climb on 247° to MM of RWY 07R/ D0.8 MR, then immediately turn RIGHT onto 030° to KN NDB climbing to 3580'(2960') and as directed.
When reaching 1280' (660') contact SHEREMETYEVO Krug.
STRAIGHT-IN LANDING RWY 25L
ILS
LOC (GS out)
PAR
NDB
DA(H) 820'(200')
DA(H) 820'(200')
MDA(H) 940'(320')
FULL
ALS out
ALS out
ALS out
A
B
C
D
RVR 720m vis 800m
1200m
NOT AUTHORIZED
RVR 720m vis 800m
1200m
1200m
RVR 1500m vis 1600m
RVR 1500m vis 1600m
PANS OPS
Gnd speed-Kts 70 90 100 120 140 160
ILS or PAR GS 2.33° 356 457 508 610 711 813
NDB Descent Gradient 4.7% 348 447 497 596 695 794
LOM to MAP :2 11:02 10:48 10:43 10:36 10:31 10:27
CHANGES: Chart reindexed. Procedure.
© JEPPESEN SANDERSON, INC., 1989, 1990. ALL RIGHTS RESERVED.

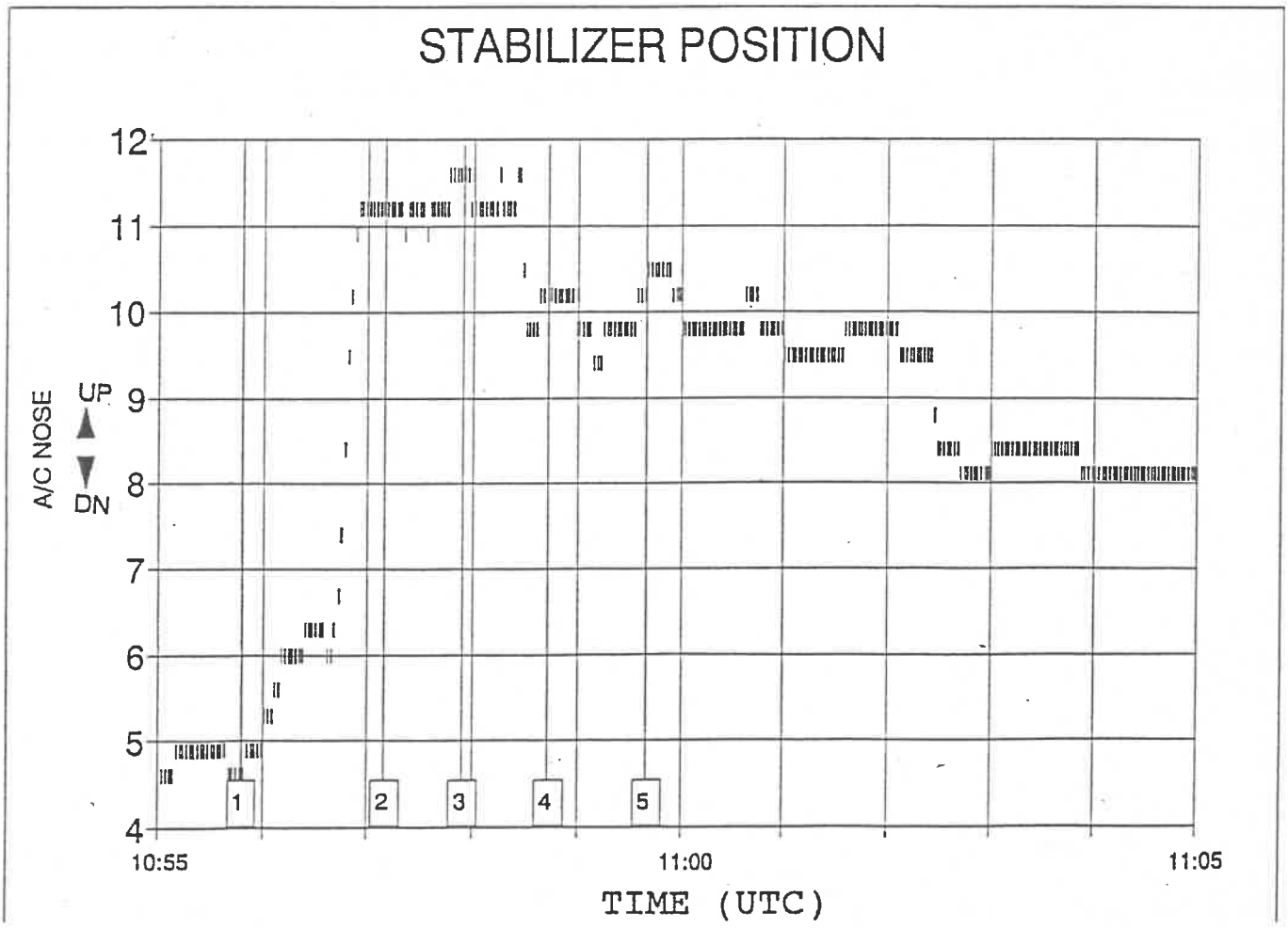

PRESSURE ALTITUDE
12000
[FEET]
10000
8000
6000
4000
2000
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
11:10
= event phase
TIME (UTC)

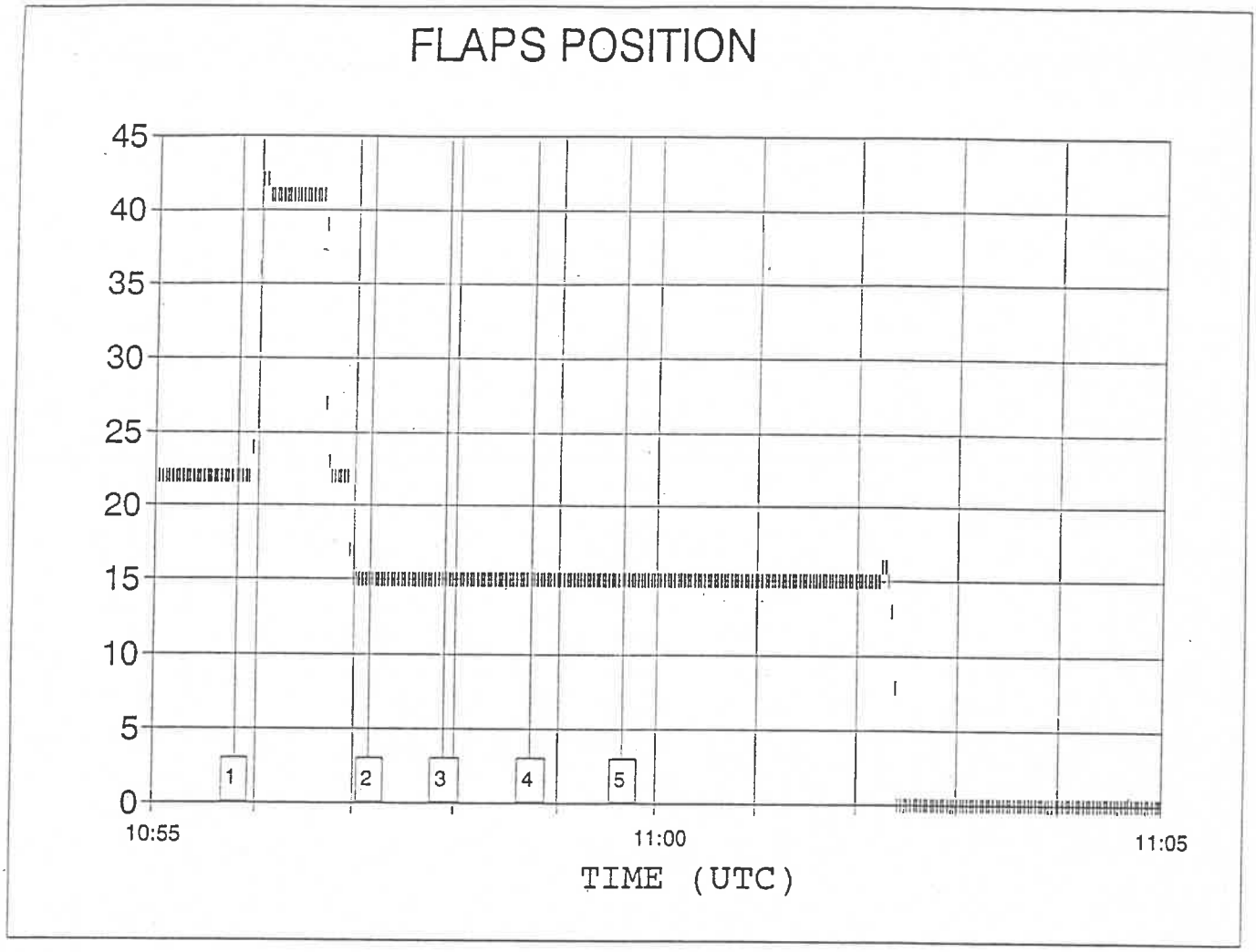

COMPUTED AIRSPEED
300
[KN]
250
200
150
100
50
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
11:10
= event phase
TIME (UTC)

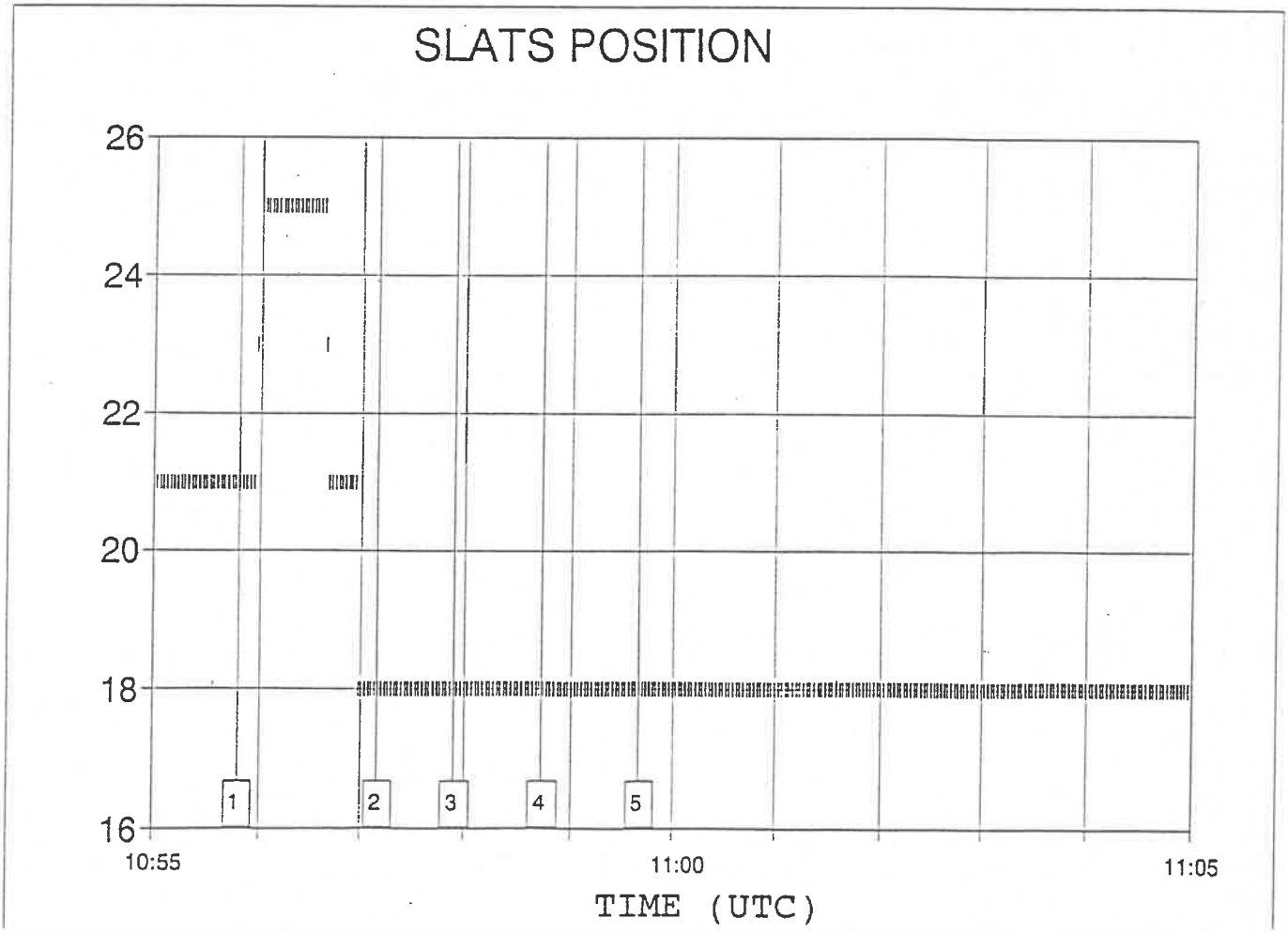

PITCH ANGLE
90
60
30
0
-30
-60
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)

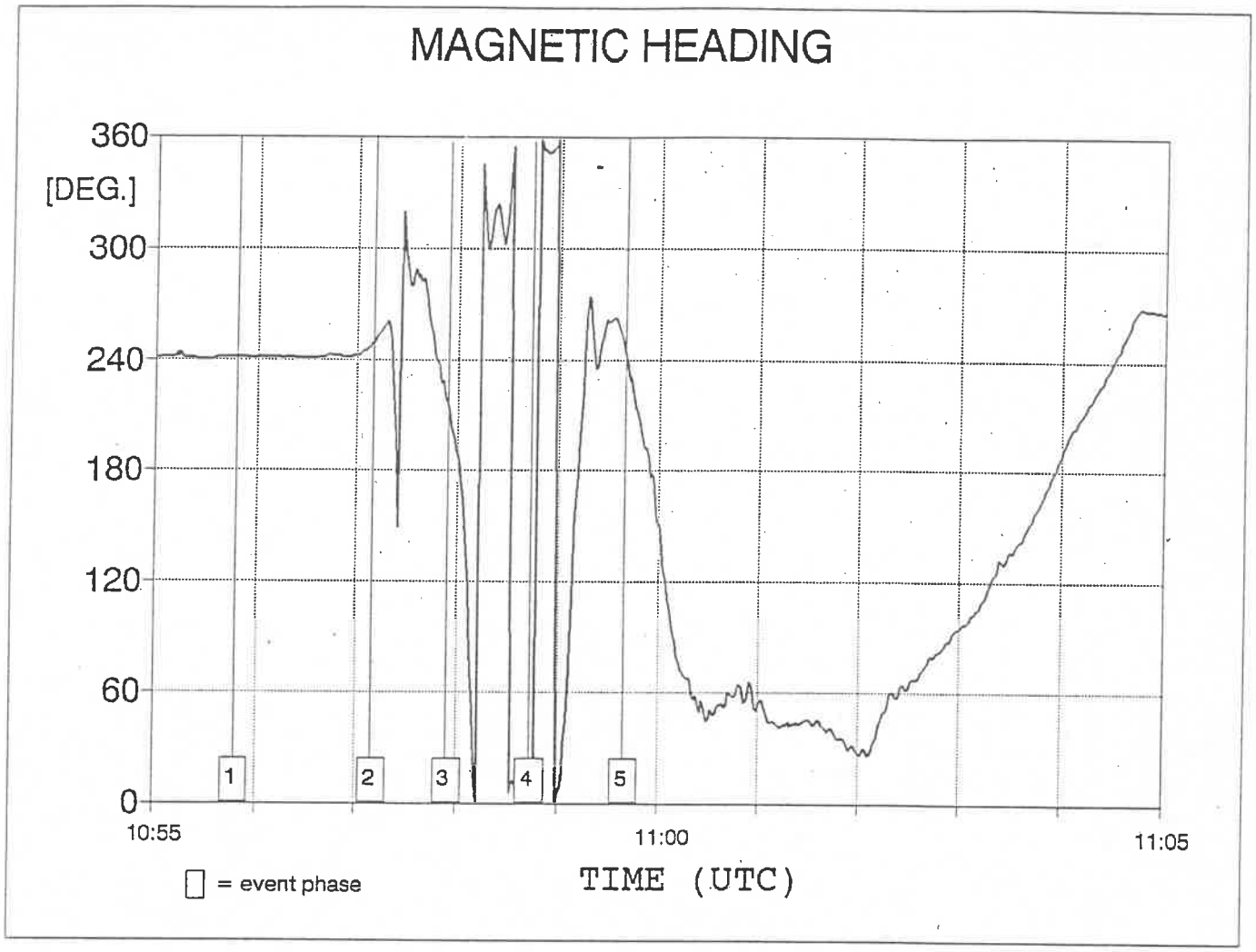

ROLL ANGLE
150
[DEG.]
100
50
0
-50
-100
-150
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)
= event phase

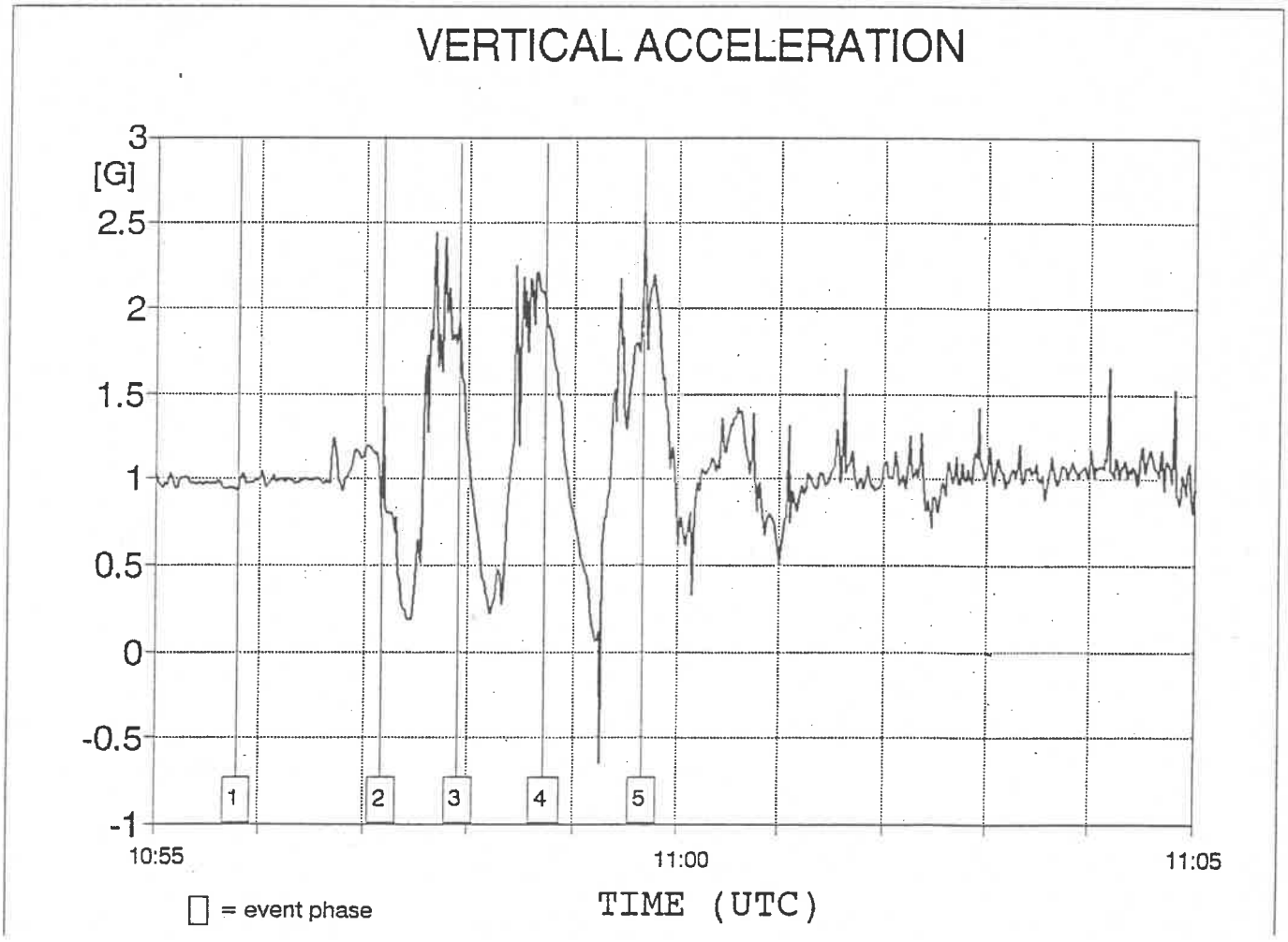

ELEVATOR POSITION
30
[DEG.]
20
10
PULL
0
PUSH
-10
-20
-30
A/C NOSE
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
= event phase
TIME (UTC)

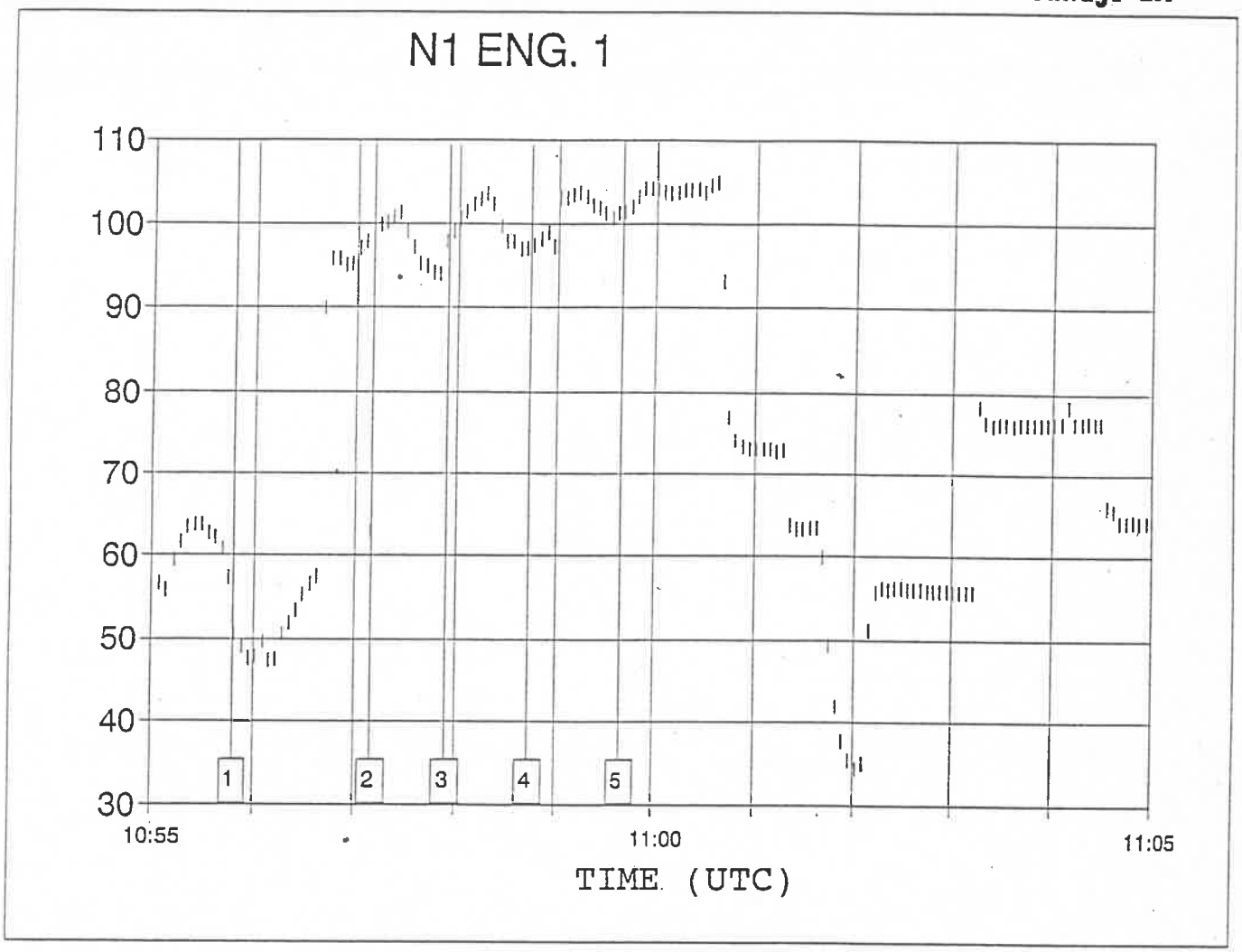

STABILIZER POSITION
12
11
10
9
8
7
6
5
4
UP
DN
A/C NOSE
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)

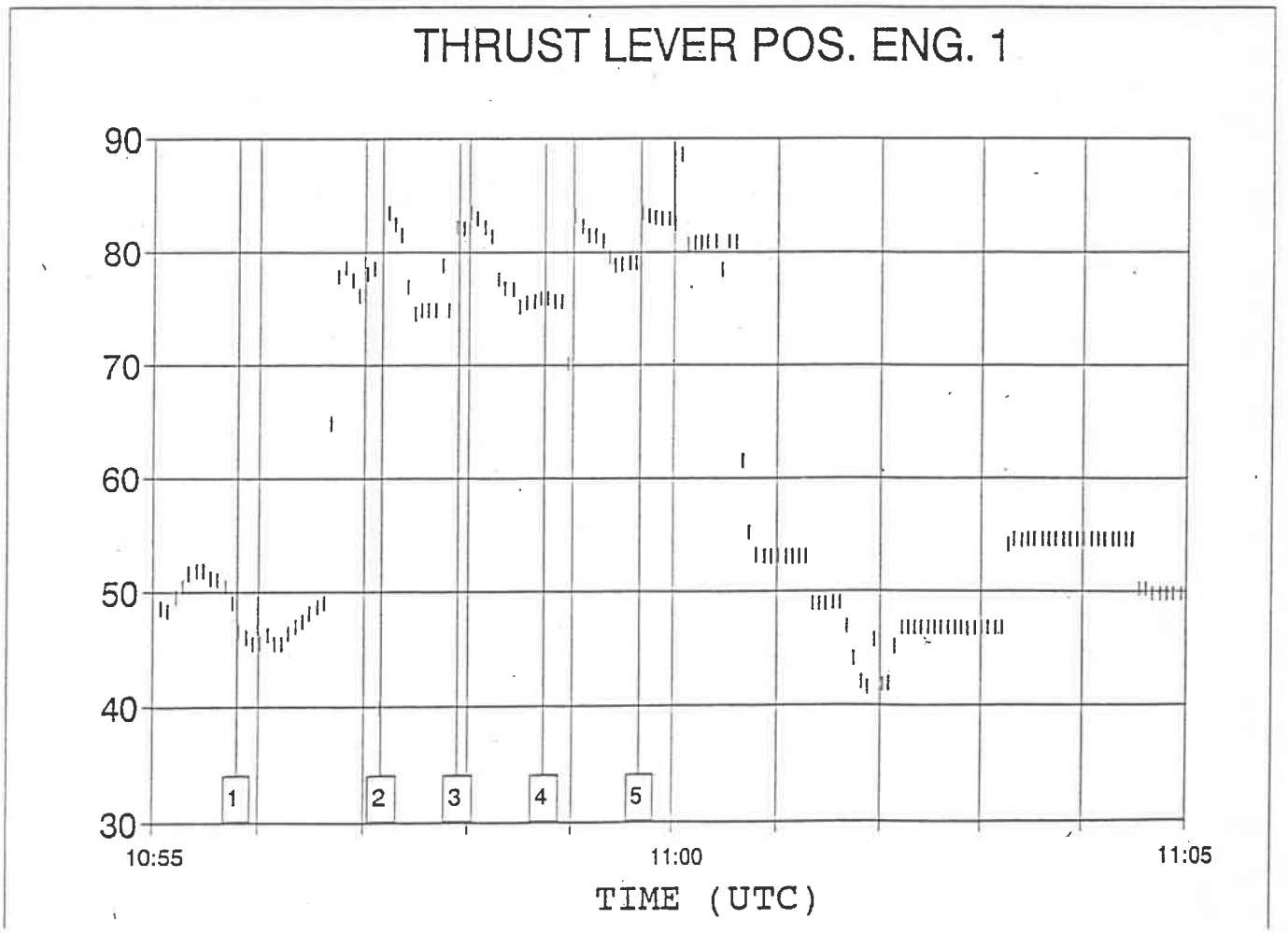

FLAPS POSITION
45
40
35
30
25
20
15
10
5
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)

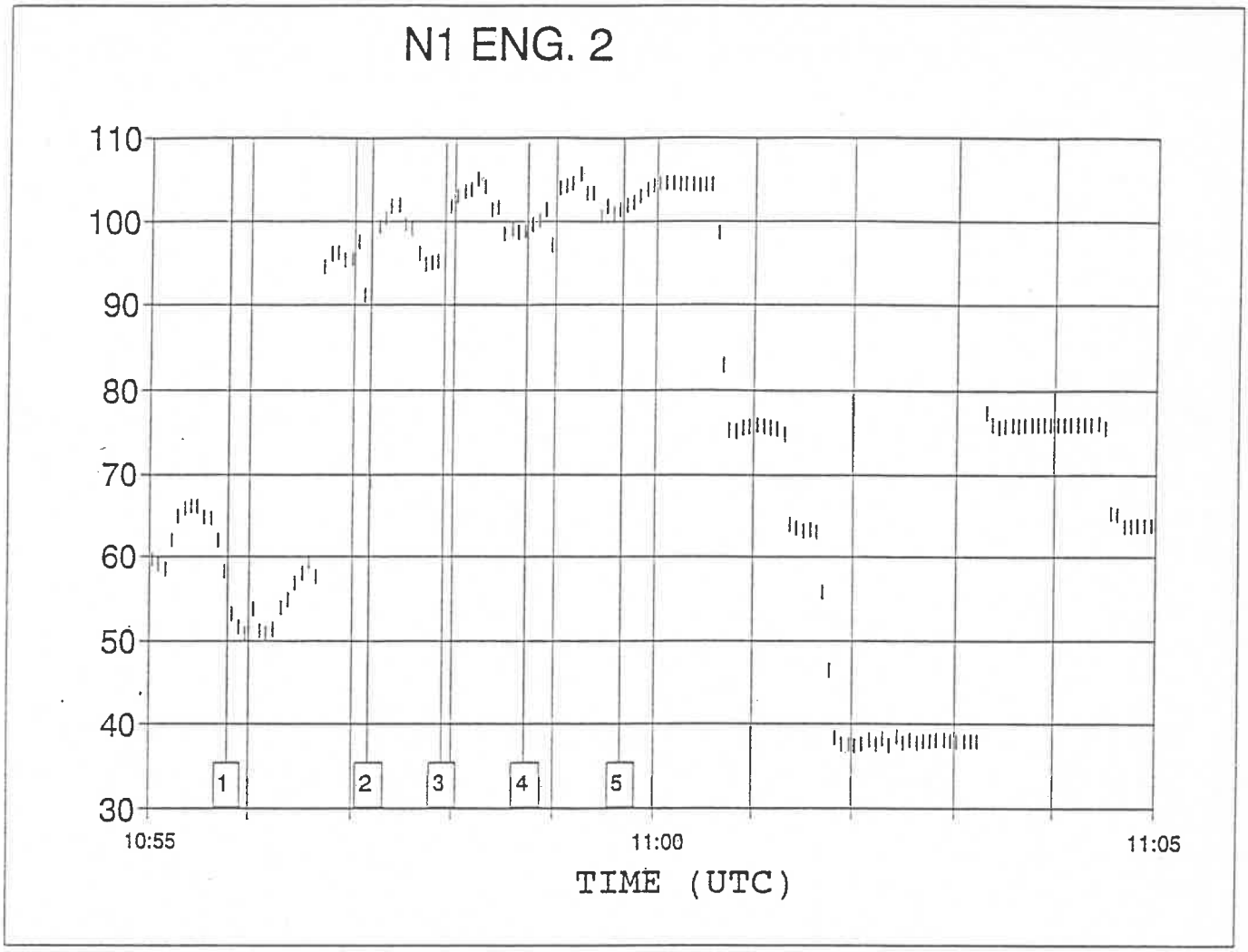

SLATS POSITION
26
24
22
20
18
16
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)

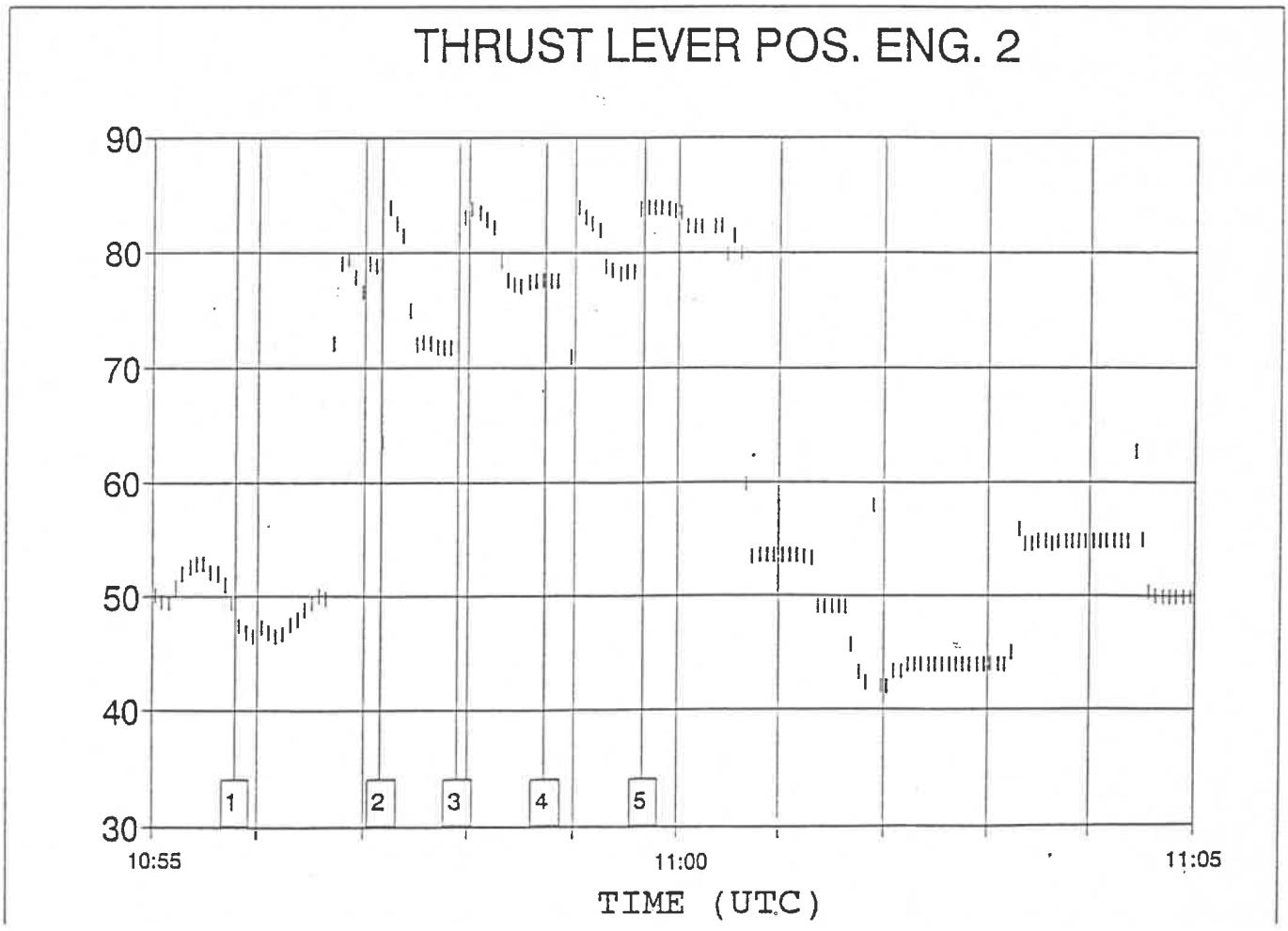

MAGNETIC HEADING
360
[DEG.]
300
240
180
120
60
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
= event phase
TIME (UTC)

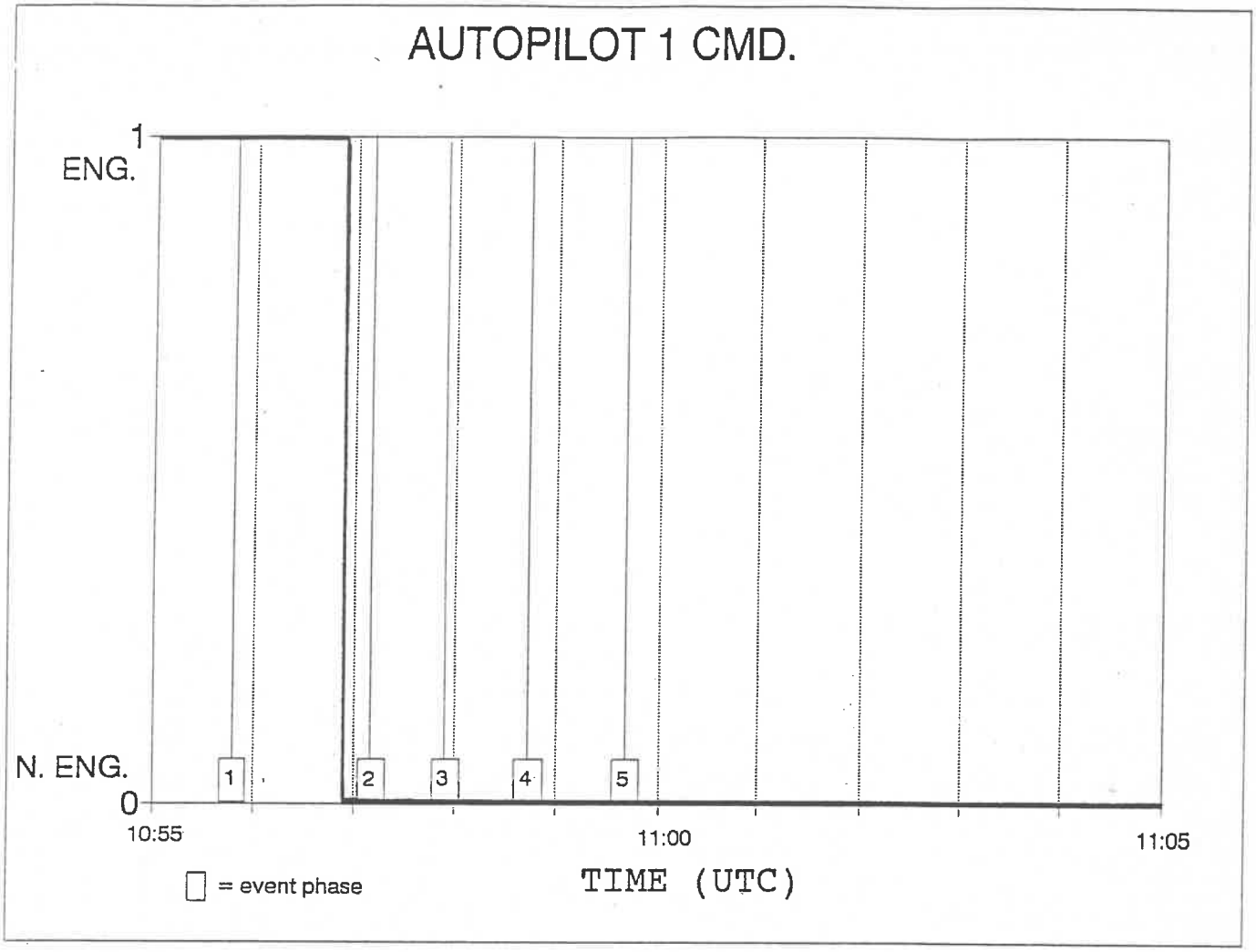

VERTICAL ACCELERATION
3
[G]
2.5
2
1.5
1
0.5
0
-0.5
-1
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
= event phase
TIME (UTC)

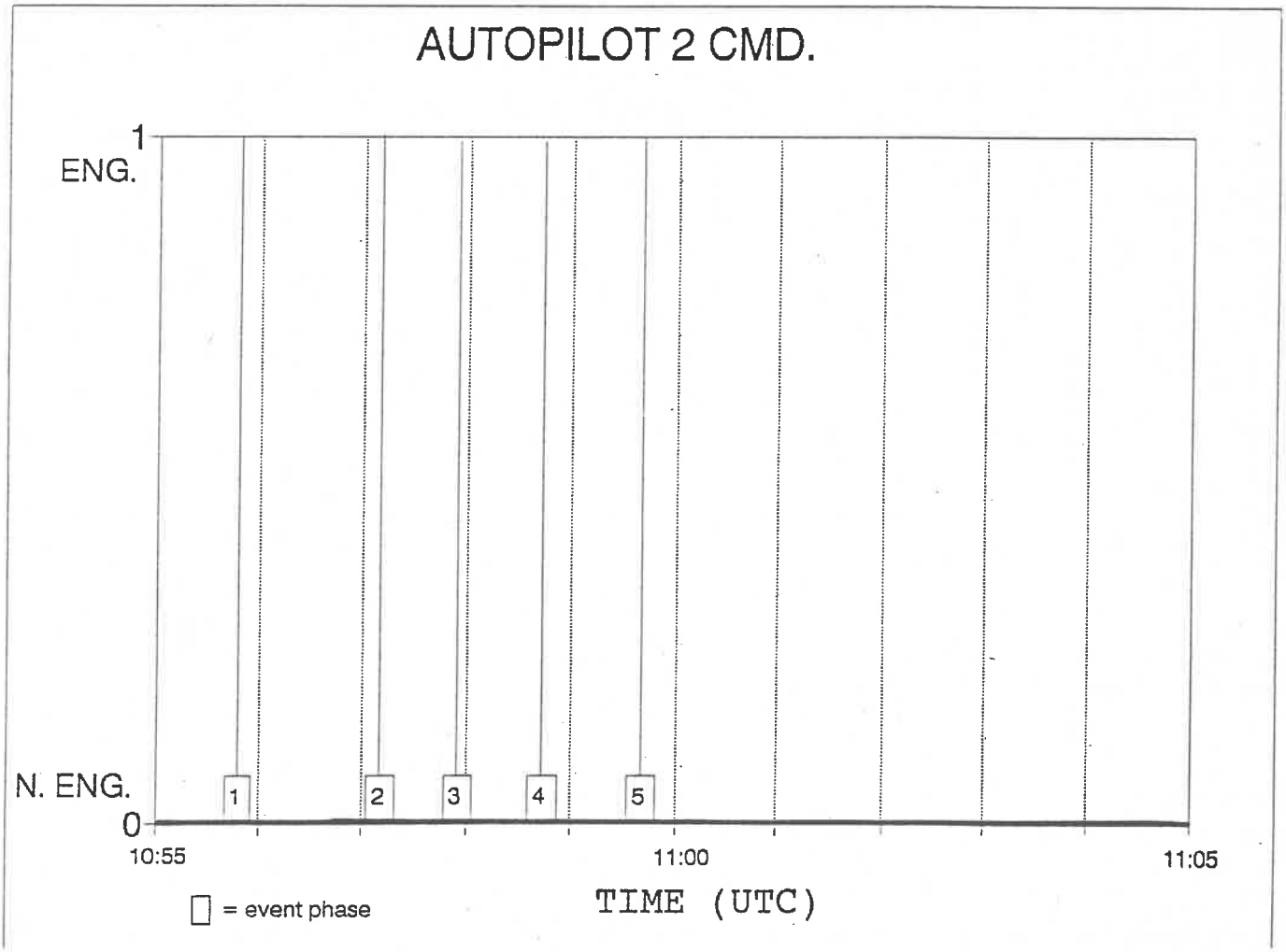

N1 ENG. 1
110
100
90
80
70
60
50
40
30
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)

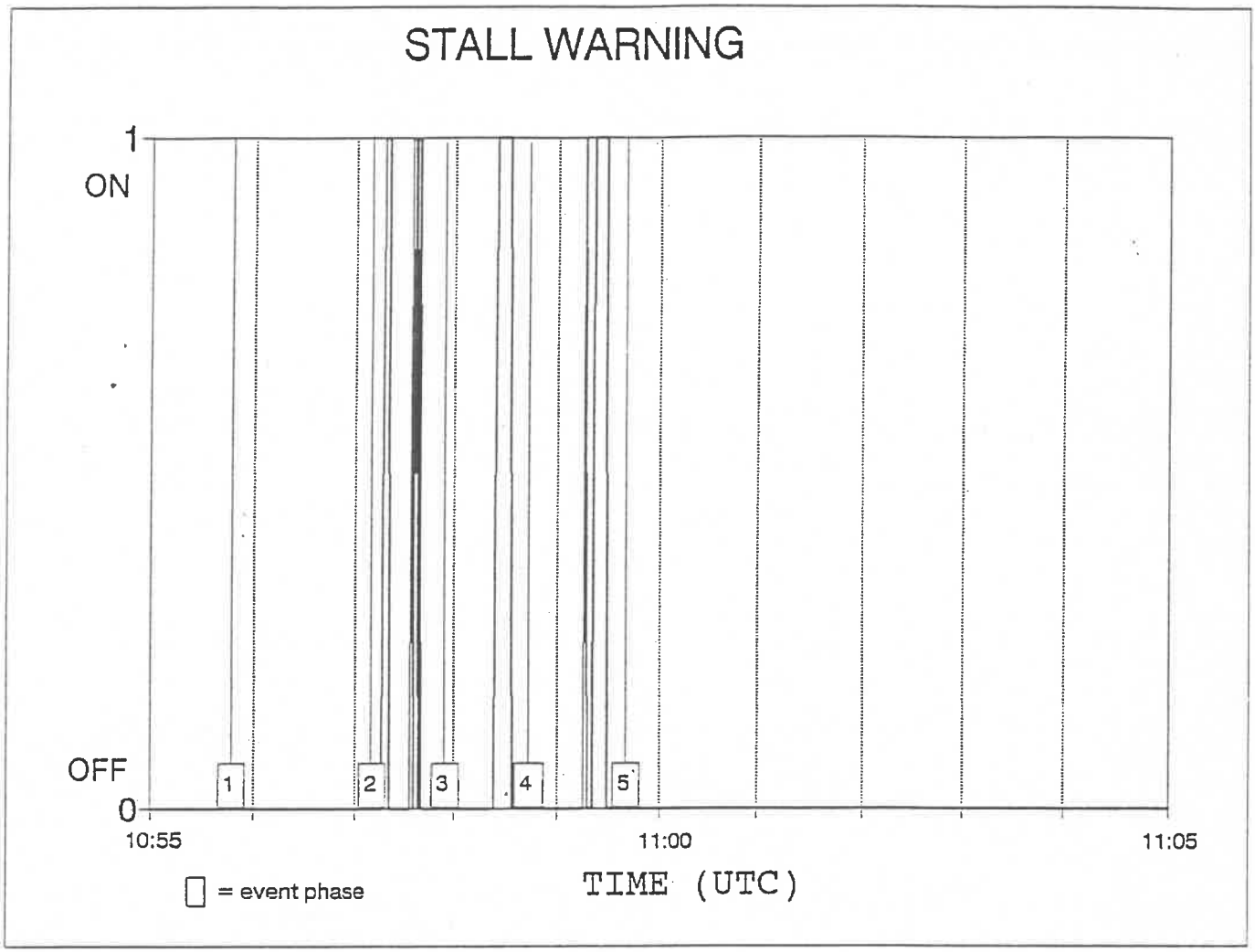

THRUST LEVER POS. ENG. 1
90
80
70
60
50
40
30
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)


N1 ENG. 2
110
100
90
80
70
60
50
40
30
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)


THRUST LEVER POS. ENG. 2
90
80
70
60
50
40
30
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
TIME (UTC)


AUTOPILOT 1 CMD.
1
ENG.
N. ENG.
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
= event phase
TIME (UTC)


AUTOPILOT 2 CMD.
1
ENG.
N. ENG.
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
= event phase
TIME (UTC)


STALL WARNING
1
ON
OFF
0
1
2
3
4
5
10:55
11:00
11:05
= event phase
TIME (UTC)

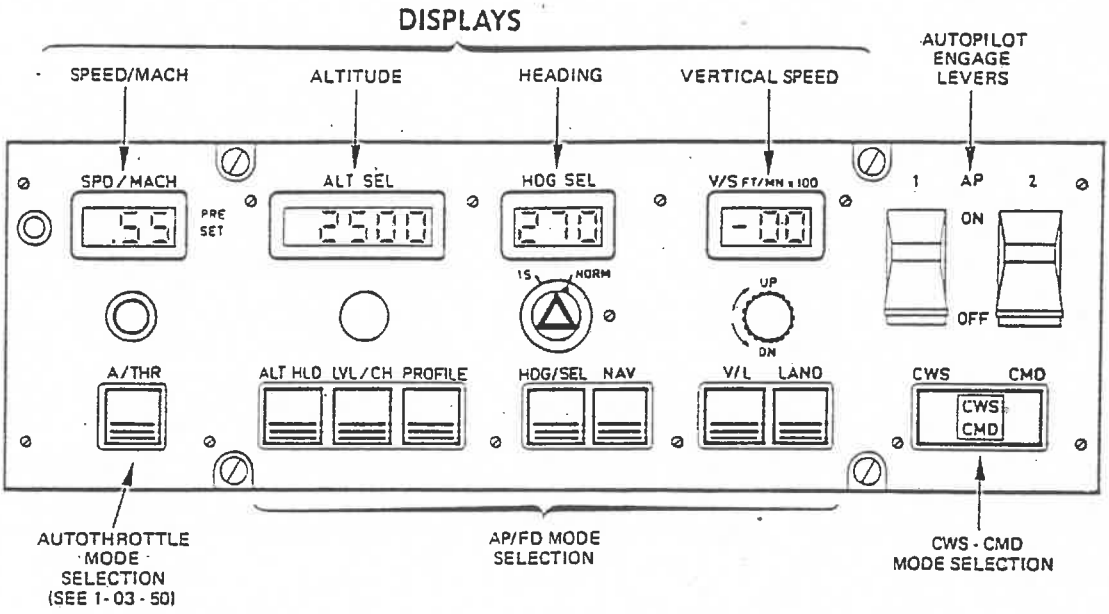
AP/FD MODE SELECTION

The different modes (longitudinal,. lateral or common) are selected through controls located on the FCU (Flight Control Unit).

The only exception is for TAKE OFF (SRS + RWY) and GO-AROUND which are selected through the GO-LEVERS located on the throttles.

Actions to select these modes are described in sub-chapters 03-65, 03-66, 03-67.

R
R
R



MODE SELECTION LOGIC

FD computations are common with those of the AP.

The selection of a mode is done in the same way if only the FD's are engaged or if the FD's and one or two AP's are all engaged.

Mode selection is based on the following principles:

- Any action on a mode pushbutton (on the FCU), if the engagement conditions are met, allows the engagement of the corresponding mode.
- Any second action on an illuminated mode pushbutton, disengages the modes.
  Moreover, if the mode is in active phase (and not in arming phase) this causes selection of V/S mode if the disengaged mode was a longitudinal mode, or HDG mode if the disengaged mode was a lateral mode.
- Pulling one of the 4 knobs (on the FCU), if the engagement conditions are met, allows the engagement of the corresponding mode. Theses knobs don't allow to disengage the corresponding modes.
- The loss of one mode engagement condition leads to the disengagement of the mode and in some cases the disconnection of the AP/FD (see mode description in 03-65, 03-66, 03-67).
- The AP, when engaged in CMD, engages in the modes selected with the corresponding FD.

Note: In all modes, the FD BARS (if active) indicate the commands to be executed to follow the selected modes and references.

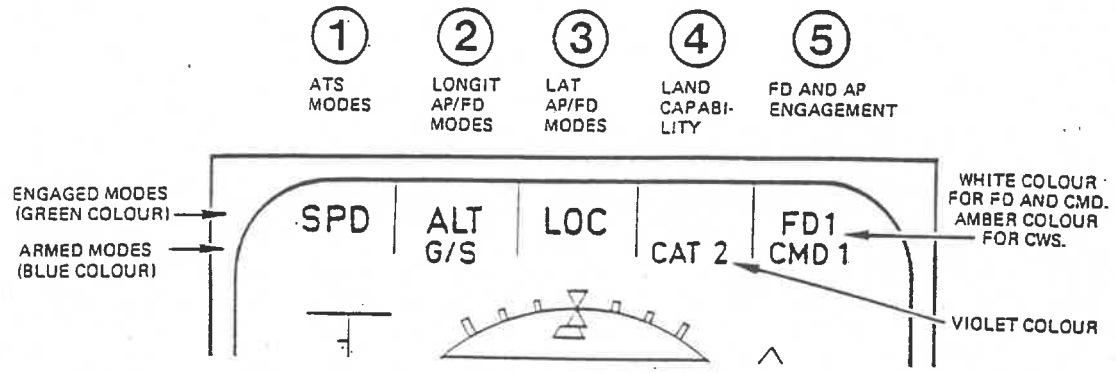
Vers. : All Eng. : All

for training only

AP/FD MODE ANNUNCIATION ON PFD

AP/FD engagement status and mode engagement are indicated on the FMA (FLIGHT MODE ANNUNCIATOR) which is integrated in the upper part of the PFD (PRIMARY FLIGHT DISPLAY).

The FMA is divided in 5 zones as described below :



AP/FD COMMANDS COMPUTATION

Computations for AP and FD functions are made by the same computer : the FCC (FLIGHT CONTROL COMPUTER). There are two FCC's (one for each AP/FD).

Each FCC includes two computing channels, a command one and a monitor one, for safety reason.

The FCC's receive information mainly from the Flight Control Unit (mode selection, references), the GO-LEVERS (mode selection), the disconnect pushbuttons (AP disconnection), the VOR, ILS, Altimeters, FMS (Flight Management System) and from other computers like ADC, IRS, FAC, TCC, etc.
Then with all these data the FCC's provide command signals to the FD bars (FD function) and to the flight control SERVO ACTUATORS (AP function).

ELECTRICAL POWER SUPPLY

The AP/FD system is electrically supplied with :
- 28 Volt DC which is the main supply :
  28 Volt DC ESS BUS supplies FCC 1 and FCU
  28 Volt DC NORM BUS supplies FCC 2 and FCU

- 26 Volt AC :
  26 Volt AC ESS BUS supplies FCC 1
  26 Volt AC BUS 2 supplies FCC 2

The AP/FD system is energized when one of the following conditions is met :
- one engine running
- one PITCH TRIM lever armed.
- for MAINTENANCE purpose if cockpit LAMP TEST or, through MTP, GROUND SCAN or AFS/LAND TEST is activated.

On ground, electrical power supply is automatically cut off 12.5 s after the last of the following conditions has occured :
- Both engines shut down
- Both PITCH TRIM levers set to OFF
- End of the MAINTENANCE tests mentionned above.

Note : when electrical power is cut off, the other levers (YAW DAMPER, ATS) trip.

Vers. : All Eng. : All

for training only

FUNCTION

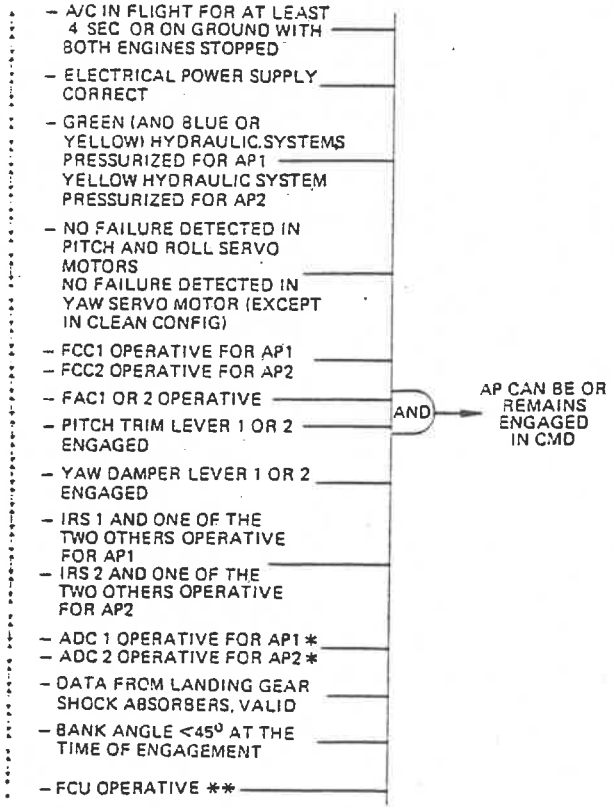
When an AP is engaged in CMD (COMMAND) the A/C is automatically controlled :

- in pitch axis, if a longitudinal mode has been engaged
- in roll axis, if a lateral mode has been engaged
- in yaw axis, as soon as SLATS are extended to at least 15° (SLATS/FLAPS handle on SLATS 15° position).

Note : FOR MODE DESCRIPTION (common to FD and AP in CMD), see 03-65, 03-66, 03-67.

ENGAGEMENT CONDITIONS

Provided the engagement conditions (hereafter listed) are met, an AP can be engaged in CMD.



*NOT NECESSARY AFTER GLIDE CAPTURE
**NOT NECESSARY IN GO AROUND OR LAND TRACK MODE

Note : To this general engagement conditions, specific engagement conditions must be added depending on the selected modes. See mode description in 03-65, 03-66, 03-67.

OPERATION

On ground the AP cannot be engaged in CMD if one or two engines are operating.

In flight the AP can be engaged in CMD only 4 sec after lift off :

- either by pressing the CWS/CMD p.b. if the AP is already engaged in CWS (this action is inhibited in LAND track phase).
- or by setting the AP lever to ON if no AP was previously engaged in CWS.

The AP engages in the modes which were previously active on the corresponding FD.

If the corresponding FD is not operative (failure not affecting the AP or FD/FPV switch set to FPV or OFF position) the AP engages in the basic modes : V/S (Vertical Speed) on pitch axis and HDG (Heading) on roll axis.

If AP engages in the basic modes :

- It maintains the A/C vertical speed and heading at the time of engagement. However if bank angle is greater than 5°, the AP first brings the wings towards horizontal and then maintains the heading obtained when the bank angle decreases to 5°.
- The V/S display window on FCU is synchronized on the A/C V/S at engagement.

Two AP's can never be engaged simultaneously in CMD, except if LAND or GO AROUND mode has been engaged. In this case AP 2 is in standby.
AP 2 will disconnect as soon as another mode is selected.

If LAND or GO AROUND mode is not engaged, the engagement of the second AP causes the disengagement of the first one.

AP cannot stay in CMD on ground with one or two engines operating except when the A/C lands with LAND mode engaged (disengagement of LAND mode causes both AP's disengagement).

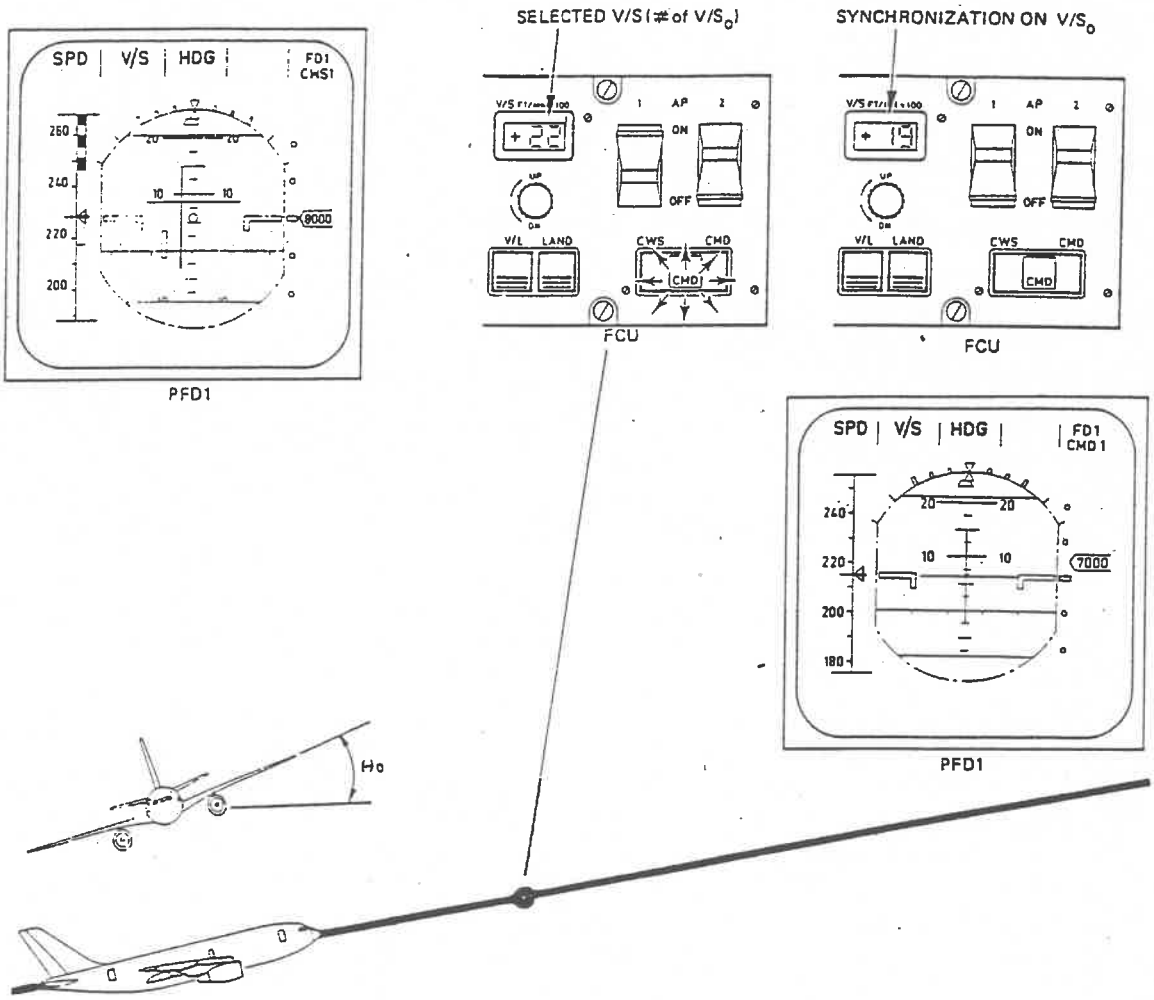
If the A/C touches down with GO AROUND mode engaged and one or two AP's in CMD, they also remain in CMD.

Vers. : All Eng. : All

for training only

ENGAGEMENT ANNUNCIATION (with FD previously in BASIC MODES and the AP engaged in CWS).

- Before AP engagement
  - Bank angle is Φ_o
  - Actual Vertical Speed is V/S_o
  - V/S and HDG modes are engaged with FD.
  - AP 1 is in CWS.
- When CWS/CMD p.b. is pressed (1)
  - CMD illuminates white on FCU (on CWS/CMD pb).
  - CMD 1 illuminates white on both FMA's.
  - AP holds V/So and V/S display window is synchronized on V/So.
  - If $\Phi_o < 5°$, AP holds the heading at engagement.
  - If $\Phi_o > 5°$, AP first levels the wings, then maintains the heading obtained when the bank angle decreases to 5°.
  - FD BARS are centered on both PFD's.



Notes :

1. If any other modes than BASIC MODES were selected with FD, the AP engages in these modes and takes into account the references selected on the FCU or VOR control panel or ILS control panel, etc..., and not the A/C references (such as V/So for V/S mode) at engagement.

2. In flight, if no AP is engaged in CWS, setting an AP lever to ON engages the AP in CMD (and not in CWS as on ground).

Vers. : All Eng. : All

for training only

DISENGAGEMENT

AP can be disconnected :

- intentionally
  - by setting the AP lever to OFF (which disconnects the respective AP)
  - by action on either AP disconnect pushbutton located on the control wheels (which disconnects both AP's if they were engaged)
  - when a force above a threshold is applied on the stick in pitch (except in LAND and GO AROUND modes).

- automatically
  if one of the engagement conditions is no longer met (which disengages the respective AP).

Intentional disconnection or automatic disconnection (when the lost engagement condition does not concern the FD) does not cause mode disengagement. Modes remain available with the FD.

Disconnection of the engaged AP (or of the two, if engaged) causes the red MASTER WARNING to be lit in front of each pilot and the flashing of a red AP OFF
R warning message on the left ECAM CRT. At the same
R time an aural warning (CAVALRY CHARGE) sounds.

In addition below 200 ft radio altitude, at the time of disengagement, a red AUTOLAND light flashes on the glareshield, in front of each pilot, if LAND mode is engaged in LAND TRACK phase.

AP OFF, CAVALRY CHARGE and AUTOLAND warnings will be cancelled by pressing either AP disconnect p.b.

AUTOMATIC COMPENSATION IN CASE OF ENGINE FAILURE

An automatic compensation (on YAW axis) is made by the AP when an engine fails if the following conditions are met :

- An AP is engaged in CMD
- SLATS are extented to at least 15°

In the other cases, use RUDDER TRIM to obtain stabilized straight and level flight.

Note : YAW DAMPER provides an additional compensation (on YAW axis) if an AP is engaged in CMD with SRS or GO AROUND modes.

AUTOMATIC RUDDER TRIM FUNCTION

An automatic rudder deflection is made by the AP to obtain and to maintain neutral position of the control wheel in lateral. This automatic rudder trim function is available in all modes if the following conditions are met :

- an AP is engaged in CMD
- SLATS are extended to at least 15°.

The automatic rudder trim order is reduced to zero within 10 seconds when the SLATS/FLAPS lever is moved out of the 15/0 position to the 0/0 position or if the AP is disengaged.

SUPERVISORY OVERRIDE FUNCTION (Lateral)

This function is available with an AP in CMD, in VOR mode and in capture phase of LOC and LAND modes.

During these phases, the pilot, by applying a load (above a threshold) on the control wheel, operates a control surface deflection proportional to the load applied. When the pilot releases his load, the AP guides again the aircraft along the flight path corresponding to the mode engaged. Outside these phases, the supervisory override function is not available. However, it is still possible to modify the aircraft attitude by applying a strong load in roll on the control wheel but this is not a normal operation when one AP is in CMD.

Mod. : 5051 + 5757 + 5953

for training only

GO-AROUND MODE

This mode allows to perform a go-around with a longitudinal and lateral guidance of the A/C. In addition it automatically engages THR mode in ATS.

GO-AROUND mode can be used with :
- one or two FD's engaged only.
- one or two FD's engaged and one AP in CWS.
- one or two AP's engaged in CMD.

The LONGITUDINAL MODE included in GO-AROUND mode is SRS (SPEED REFERENCE SYSTEM) which allows to acquire and maintain :
- the SPEED which is selected on FCU (V_{APP}) increased by 10 KT with two engines operating.
- V_{APP} (or the A/C existing speed if it is greater than V_{APP}) in case of engine failure.

Note :
- *PITCH ATTITUDE is limited to 18°.*
- *In case a too high speed is selected on FCU, a 100 ft/min vertical speed is maintained at minimum.*
- *In case a too low speed is selected, V_{LS} (see definition in 03-40) will be maintained at minimum.*

The LATERAL MODE included in GO-AROUND consists of levelling the wings, then of maintaining the wings horizontal.

The commands to be executed are indicated on the PFD by the PITCH BAR (in longitudinal) and the ROLL BAR (in lateral).

ENGAGEMENT

- GO-AROUND mode (and also A/THR function and THR mode in ATS) is engaged by action on either GO-LEVER provided :
  - SLATS are extended to at least 15°.
- Consequences of this action are different depending on the flight phase :
  - In flight (main landing gear strut released) AP(s) (if engaged) and FD's engage in GO-AROUND. AP(s) remain(s) engaged in CMD if A/C touches down after GO-AROUND engagement.
  - On ground (main landing gear strut compressed) at landing, go levers activation has no effect as long as, at least, one AP is in CMD.
  - If no AP is engaged, from touch down up to 30 sec. after touch down, FD's engage in GO AROUND mode when go levers are pressed. If the A/C has touched down for more than 30 sec., FD's engage in TAKE OFF mode (SRS + RWY or SRS + HDG) if slats are extended to at least 15°.

R

Note : 1. GA is automatically selected on TRP when SLATS are extended to at least 15°.
2. When GO-AROUND mode is engaged, an automatic reversion to FD BARS display is done on PFD's, if FPV symbols were previously displayed.

DISENGAGEMENT

Disengagement of GO-AROUND mode is possible only by engaging an other mode. If the two AP's were engaged, AP 2 (right side) will disengage.

- When a longitudinal mode is engaged (V/S, ALT, LVL/CH, ALT* or PROFILE mode) :
  - GO-AROUND mode disengages.
  - HDG mode engages as lateral mode.
  - The ATS engages in the mode corresponding to the engaged longitudinal mode.
- When a lateral mode is engaged (HDG SEL, VOR CAPTURE or TRACK phase, NAV CAPTURE or TRACK phase) :
  - GO-AROUND mode disengages.
  - The longitudinal mode of GO-AROUND (SRS) remains active. SRS illuminates green on both FMA's.
  - THR remains engaged in ATS.

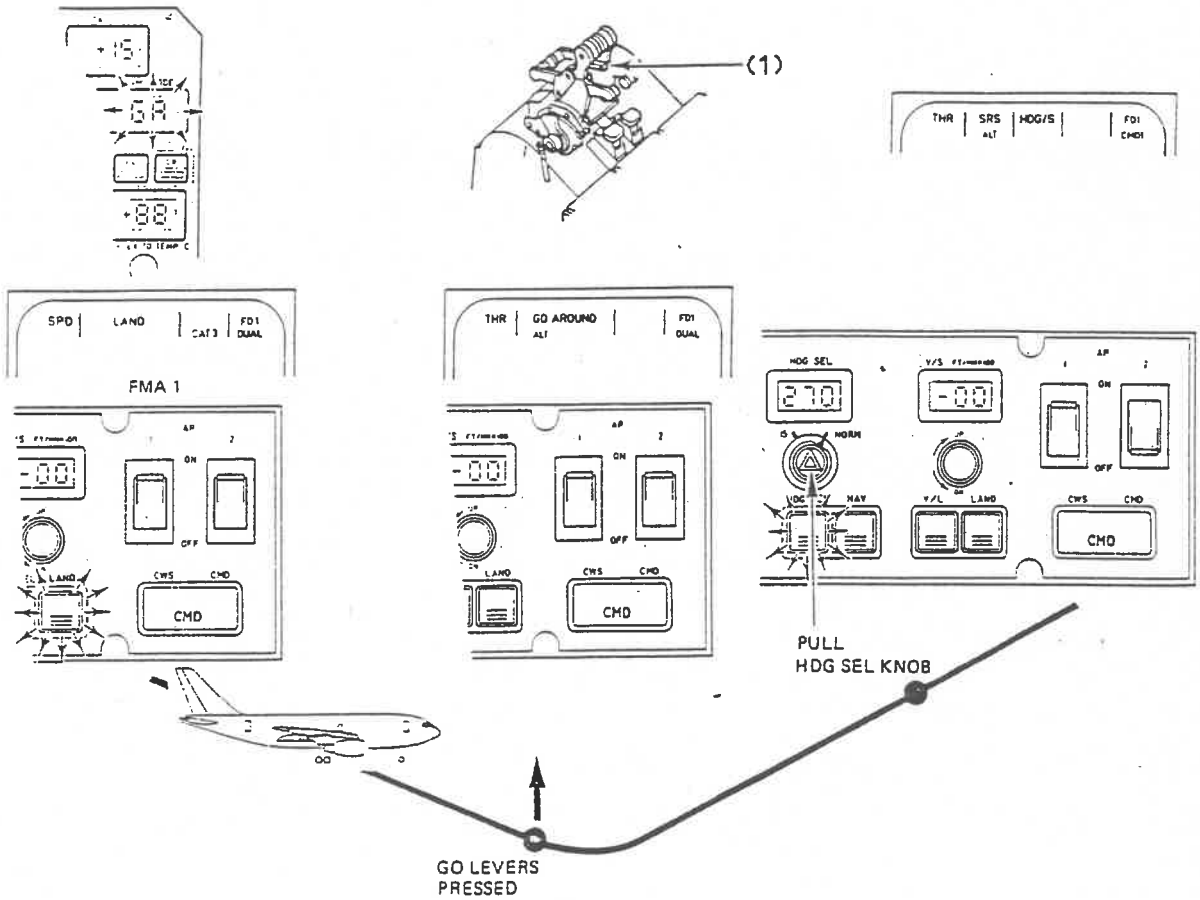
Mod. : 5757

for training only

GO-AROUND MODE (CONT'D)

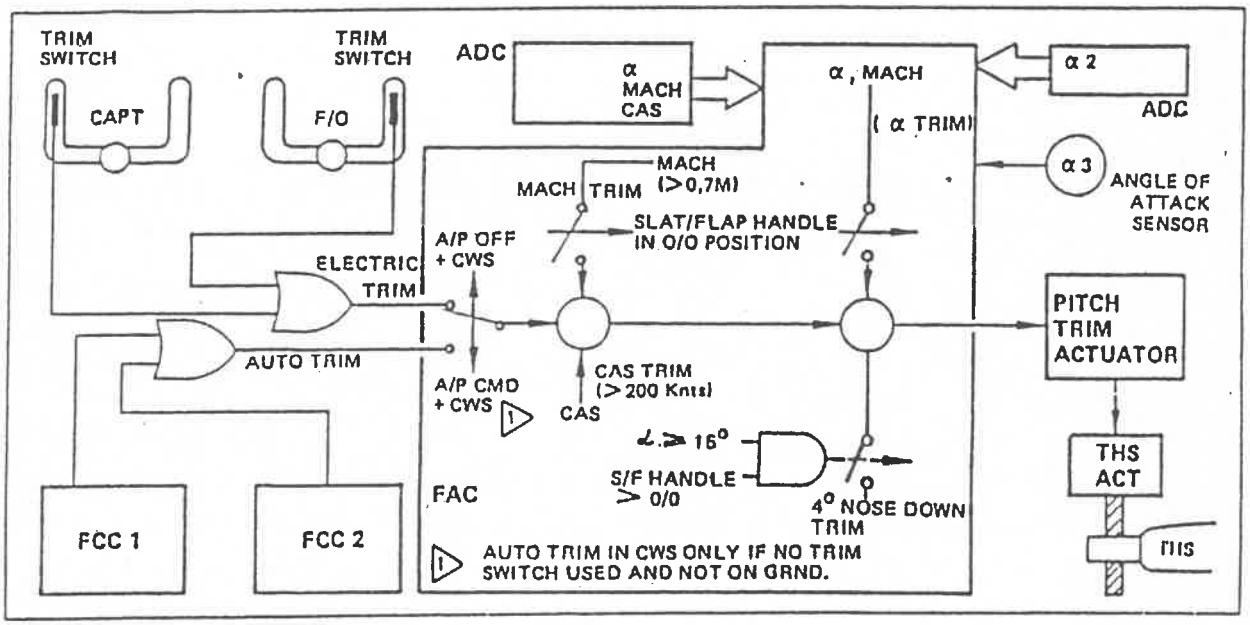
OPERATION – ANNUNCIATION

- Initial A/C configuration
- Press either GO-LEVER (1):
  - AP engages in GO-AROUND
  - ATS engages in THR
  - ALT* is armed (blue ALT on FMA's)
- GO AROUND disengagement: for example by engaging HDG SEL
  - HDG SEL and SRS engage
  - AP 2 disconnects.



Vers. : All Eng. : All

for training only



A310-300 Trimmsystem

Quelle: Schulungsunterlage Deutsche Lufthansa